

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ТЕХНОЛОГІЇ МАШИНОБУДУВАННЯ**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ **Юрій ПЕТРАКОВ**
«__» _____ 2020 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Технології машинобудування»
зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»
на тему: «Забезпечення якості заклепкового з'єднання композиційних
матеріалів в процесі складання»**

Виконав: студент VI курсу, групи МТ-93мп
Червінець Микола Васильович _____

Керівник:
доц., к.т.н. Лашина Юлія Вікторівна _____

Рецензент:
Посада, науковий ступінь, вчене звання,
Прізвище, ім'я, по батькові

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра Технології машинобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Технології машинобудування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Юрій ПЕТРАКОВ

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Червінцю Миколі Васильовичу

1. Тема дисертації «Забезпечення якості заклепкового з'єднання композиційних матеріалів в процесі складання», науковий керівник дисертації доц., к.т.н. Лашина Юлія Вікторівна, затверджені наказом по університету від «_____» 2020 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації: 15.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: технологічний процес складання заклепкового з'єднання композит-метал.
4. Предмет дослідження: взаємний вплив конструктивних та технологічних параметрів на характеристики якості заклепкового з'єднання.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Виконати огляд сучасного стану проблеми утворення заклепкових з'єднань композит – алюміній. Обрати досліджувані характеристики якості заклепкового з'єднання і визначити технологічні фактори, які на них впливають.

- 2) Обрати метод дослідження впливу обраних факторів на характеристики якості. Розробити модель з'єднання відповідно до обраного методу дослідження.
 - 3) Розробити загальну методику проведення дисертаційних досліджень і план експерименту. Виконати моделювання. Обробити результати проведених досліджень і зробити висновки.
 - 4) Розробити старт-ап проект, в основі якого лежать результати дисертаційної роботи.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:
- 1) Результати огляду сучасного стану проблеми: 3-5 слайдів Ms PowerPoint;
 - 2) Результати вибору методики проведення досліджень і побудови моделі: 3-5 слайдів Ms PowerPoint;
 - 3) План експерименту і оброблення результатів: 5-7 слайдів Ms PowerPoint;
 - 4) Розроблення старт-ап проекту: 1-2 слайди Ms PowerPoint;
 - 5) Загальні висновки по роботі: 1 слайд.
7. Орієнтовний перелік публікацій: 2 доповіді на конференціях, публікація 1 статті.
8. Дата видачі завдання: 26.10.2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Огляд сучасного стану проблеми	26.10.20 - 1.11.20	
2	Вибір методики вирішення завдання і побудова моделі	02.11 – 15.11.20	
3	Розроблення плану експерименту, проведення досліджень, оброблення результатів	16.11.20 – 29.11.20	
4	Розроблення старт-ап проекту	30.11.20 – 06.12.20	
5	Підготовка презентації	07.12.20 – 14.12.20	

Студент _____

Микола Червінець

Науковий керівник _____

Юлія Лашина

Реферат

Магістерська дисертація містить: 90 стр., 28 рисунків, 35 таблиць, 26 джерел.

Актуальність теми. На сьогоднішній день, одним з перспективних напрямів підвищення ефективності конструкцій в авіабудуванні, автомобільній промисловості та інших високотехнологічних галузях машинобудування є застосування композиційних матеріалів. Це обумовлено можливостями суттєвого зменшення маси конструкцій при підвищенні їх ресурсу, міцності і надійності. З іншого боку, широке застосування композиційних матеріалів стримується їх порівняно високою вартістю, складністю механічного оброблення та проблемами переробки для подальшого використання.

Важливою задачею, яка повинна бути вирішена при застосуванні нових матеріалів, є забезпечення ефективних методів з'єднання окремих елементів конструкцій, міцності і надійності вузлів, через які передаються навантаження. Одним з основних методів з'єднання композиційних матеріалів між собою, а також з деталями з інших матеріалів, що застосовуються в авіабудуванні, є заклепкові з'єднання. Відмова заклепкового з'єднання в авіації в основному обумовлена комбінацією трьох факторів: 1) напруги, що виникають під час виготовлення, 2) теплового впливу та 3) вібрації [27].

Виходячи з викладеного вище, обґрунтоване призначення конструктивних і технологічних параметрів заклепкового з'єднання композит-метал з метою забезпечення його якості і ефективності є актуальною науково-прикладною проблемою.

Мета дослідження: забезпечення якості заклепкового з'єднання метал-композит шляхом виявлення взаємного впливу конструктивних і технологічних параметрів на залишкові технологічні напруження в деталях та зазор в утвореному з'єднанні.

Об’єкт дослідження: технологічний процес складання заклепкового з’єднання композит-метал.

Предмет дослідження: взаємний вплив конструктивних та технологічних параметрів на характеристики якості заклепкового з’єднання.

Методи дослідження: порівняння, формалізація, аналіз, синтез, абстрагування, комп’ютерне моделювання.

Наукова новизна одержаних результатів: Розроблено математичну модель та встановлено функціональну залежність між конструктивними і технологічними параметрами та характеристиками якості заклепкового з’єднання метал-композит.

Практичне значення одержаних результатів: Результати роботи можуть бути запроваджені в виробництві при складанні літаків та інших виробів, де застосовуються заклепкові з’єднання, після проведення фізичного експерименту. Розроблена методика може бути використана в навчальному процесі.

Апробація. Результати роботи доповідались на 2 конференціях:

1. XIII Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених та студентів, 19-30 травня 2020 – Київ, Україна
2. XVI Міжнародна науково-практична конференція «Наукова індустрія європейського континенту», 22 - 30 листопада 2020, Прага, Чеська Республіка

Публікації. За результатами досліджень опубліковано статтю:

Лашина Ю. В. Особливості утворення заклепкового з’єднання з деталями, виготовленими з композиційного матеріалу / Ю. В. Лашина, М. В. Червінець. // Materiály XVI Mezinárodní vědecko - praktická konference «Vědecký průmysl evropského kontinentu - 2020»: Praha. Publishing House «Education and Science». – 2020. – №6. – С. 94–97.

Ключові слова: Композитні матеріали, залишкові напруження, Гетар, авіабудування, заклепкове з'єднання.

Abstract

The master's thesis contains: 90 pages, 28 figures, 35 tables, 26 sources

Relevance. Today, one of the promising areas to increase the efficiency of structures in aircraft, automotive and other high-tech industries is the use of composite materials. This is due to the possibility of significantly reducing the weight of structures while increasing their service life, strength and reliability. On the other hand, the widespread use of composite materials is constrained by their relatively high cost, complexity of machining and recycling.

An important task to be solved when using new materials is to provide effective methods of joining individual structural elements, as well as strength and reliability of the units through which the load is transmitted. One of the main methods of joining composite materials to each other, as well as to parts made of other materials used in aircraft construction, are riveted joints. Failure of the rivet joint in aviation is mainly caused by a combination of three factors: 1) stresses that occur during manufacture, 2) thermal fatigue and 3) vibration [27].

Thus, the reasonable assignment of design and technological parameters of composite-metal riveted joints in order to ensure its quality and efficiency is a relevant scientific and applied problem.

Purpose of the research: ensuring the quality of metal-composite riveted joints by revealing the mutual influence of design and technological parameters on residual technological stresses in parts and the gap in the formed joint.

Object of study: manufacturing process of assembling composite-metal riveted joint.

Subject of study: mutual influence of design and technological parameters on the quality characteristics of riveted joint.

Research methods: comparison, formalization, analysis, synthesis, abstraction, computer simulation.

Scientific novelty of the obtained results: A mathematical model has been developed and a functional relationship has been established between the design & technological parameters and the quality characteristics of metal-composite riveted joint.

Practical importance of the obtained results: The results of the master thesis can be introduced into design and manufacturing of aircraft and other products where riveted joints are used, after a physical experiment. The developed methodology can be used in the educational process.

Approbation. The results were presented at the following conferences:

1. XIII International Scientific and Technical Conference of Young Scientists And Students, May 19 -30, 2020, Kyiv, Ukraine.
2. XVI Mezinárodní vědecko - praktická konference «Vědecký průmysl evropského kontinentu - 2020», November 22 – 30, 2020, Praha, Czech Republic.

Publications:

Лашина Ю. В. Особливості утворення заклепкового з'єднання з деталями, виготовленими з композиційного матеріалу / Ю. В. Лашина, М. В. Червінець. // Materiály XVI Mezinárodní vědecko - praktická konference «Vědecký průmysl evropského kontinentu - 2020»: Praha. Publishing House «Education and Science». – 2020. – №6. – С. 94–97.

Keywords: Composite materials, residual stresses, Femap, aircraft construction, riveting.

Зміст

ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1	10
Аналіз проблеми утворення заклепкового з'єднання вуглепластик алюміній	10
1.1 Сучасні композиційні матеріали, які використовуються в авіабудуванні	10
1.1.1 Огляд особливостей композитних матеріалів	10
1.1.2 Переваги композиційних матеріалів	12
1.1.3 Недоліки композиційних матеріалів	12
1.1.4 Формування деталей.....	13
1.2 Проблеми забезпечення якості процесу свердління отворів в армованих полімерних композитах	14
1.2.1 Види обробки КМ	14
1.3 З'єднання КМ в авіабудуванні	17
1.4 Проектування заклепкових з'єднань з деталями, виготовленими з композиційних матеріалів.....	18
1.5. Особливості технологічного процесу утворення заклепкового з'єднання.....	21
1.6 Підбір обшивки літака.....	25
1.6.1 Матеріал обшивки.....	25
1.6.2 Види обшивок.....	26
1.6.3 Обшивка фюзеляжу	26
1.6.4 З'єднання обшивки і елементів каркаса	26
1.6.5 Вибір правильного профілю стрингера	27
1.6.6 Відомості про алюмінієві заклепки	27
1.7 Висновки по розділу, мета і задачі дослідження.....	28
РОЗДІЛ 2	29
Проведення експериментальних досліджень в програмі Femap для визначення необхідних характеристик з'єднання.....	29
2.1 Основна концепція методу скінченних елементів	29
2.1.1 Вибір методу вирішення задачі.....	30
2.1.2 Етапи аналізу з використанням МСЕ	33

2.1.3 Моделювання скінченних елементів	36
2.1.4 Завдання і методи розрахунку МСЕ	37
2.1.5 Обробка результатів	39
2.2 Процес створення математичної моделі та методи розрахунку	39
2.2.1 Незалежність від CAD-систем	40
2.2.2 Створення скінченно-елементних моделей	40
2.2.3 Побудова скінченно-елементної сітки	40
2.2.4 Моделювання складання	41
2.2.5 Моделювання композитів	41
2.2.6 Постпроцесінг	41
2.2.7 Побудова моделі та проведення експерименту	42
2.3 Висновки по розділу, отримані результати	48
РОЗДІЛ 3	49
Планування, проведення і оброблення результатів експерименту	49
3.1 План експерименту	49
3.2 Обробка результатів експерименту	51
3.2.1 Залишкові напруження в обшивці після утворення з'єднання	51
3.2.2 Залишкові напруження в стрингері	58
3.2.3 Зазор між деталями після утворення з'єднань	66
3.4. Висновок по розділу	71
4 Розроблення старт-ап проекту	72
4.1 Опис ідеї проекту	72
4.2 Технологічний аудит	73
4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту	81
4.4 Розроблення маркетингової програми старт-ап-проекту	83
4.5 Висновки	86
Висновки	87
Література	88

ВСТУП

В теперішній час, в світових перевезеннях, все частіше використовують літаки, як найшвидший спосіб доставки товарів. Так як літак являє собою досить складний транспортний засіб, в ньому застосовується багато різних складових, які повинні працювати з високою надійністю. Кожна механічна або будь-яка інша поломка загрожує закінчитися катастрофою. Тому для інженера дуже важливо прорахувати кожен аспект від проектування і виробництва, до складання і подальшої експлуатації. Основною частиною літака, яка повинна витримувати аеродинамічні навантаження та забезпечувати несучу здатність, являється обшивка літака. Обшивка кріпиться за допомогою заклепок до стрингерів та шпангоутів, які в свою чергу утворюють каркас літака. Так як на обшивку напряду діють зовнішні сили, важливо вирахувати напруження які виникають. З визначенням напружень, які виникли в процесі експлуатації, досить легко, але також потрібно враховувати напруження які виникають в процесі складання.

В нашій роботі ми моделюємо комп'ютерну модель для того щоб наблизити програмне дослідження до процесів які відбуваються насправді. Також в даній роботі буде розглянута та обрахована методика проведення досліджень та обробка результатів. В цій роботі - побудовано, вирізаний шматок стрингера та обшивки, скріплений за допомогою трьох заклепок.

Метою даної роботи є підвищення якості та безпечності заклепкового з'єднання композит — алюміній, шляхом підбору оптимальних технічних параметрів таких як відстань між заклепками, відстань від заклепки до краю листа та зусилля клепаання. Результати роботи можуть бути використані в авіабудуванні та в виробництві легкових будинків на колесах.

РОЗДІЛ 1

Аналіз проблеми утворення заклепкового з'єднання вуглепластик алюміній

1.1 Сучасні композиційні матеріали, які використовуються в авіабудуванні

1.1.1 Огляд особливостей композитних матеріалів

Авіація, постійно розвиваючись, вимагає все нових технічних рішень задля збільшення економічної та технологічної ефективності. Зниження маси конструкції, як інструмент підвищення економічної ефективності літальних апаратів, є одним із пріоритетних завдань розвитку сучасної авіаційної техніки [1].

Найбільш широко цій вимозі відповідають композиційні матеріали (КМ), які перевершують за багатьма параметрами традиційні металеві сплави. На жаль, через низьку ударну в'язкість, застосування композиційних матеріалів обмежене виготовленням елементів, що сприймають статичні навантаження. В основному це елементи планера і механізації літаків, несучі гвинти вертольотів. На даний момент немає можливості виготовляти з композитів елементи стійок шасі, що сприймають великі миттєві навантаження, а також вузли авіаційних двигунів, що працюють в умовах високих температур. Для таких елементів використовуються традиційні металеві сплави [1].

Всі композиційні матеріали складаються з матриці і жорсткого армуючого наповнювача. Як правило, армуючий наповнювач в полімерних композитах – це вуглецеві або скляні волокна, а матриця - полімерний матеріал, як правило синтетична смола. Найчастіше застосовують термореактивні смоли. При нагріванні вони утворюють тривимірну полімерну сітку, через що матриця стає

жорсткою і хімічно стійкою. Їх застосування актуально всюди, де важливі легкість і міцність, в першу чергу в авіації: від ваги літака безпосередньо залежить витрата палива.

В конструкції літака з композиційних матеріалів можна виготовити фюзеляж, крило, хвостові стабілізатори, деталі інтер'єру. Найчастіше для літаків застосовується більш легкий вуглепластик, а склопластик - для ненавантажених деталей і носового обтічника. Склопластик важче, ніж вуглепластик, і менш міцний, але він значно дешевше. Носовий обтічник літака роблять зі склопластику, так як ця деталь повинна пропускати радіохвилі, а вуглецеве волокно проводить струм і створює перешкоди [2].

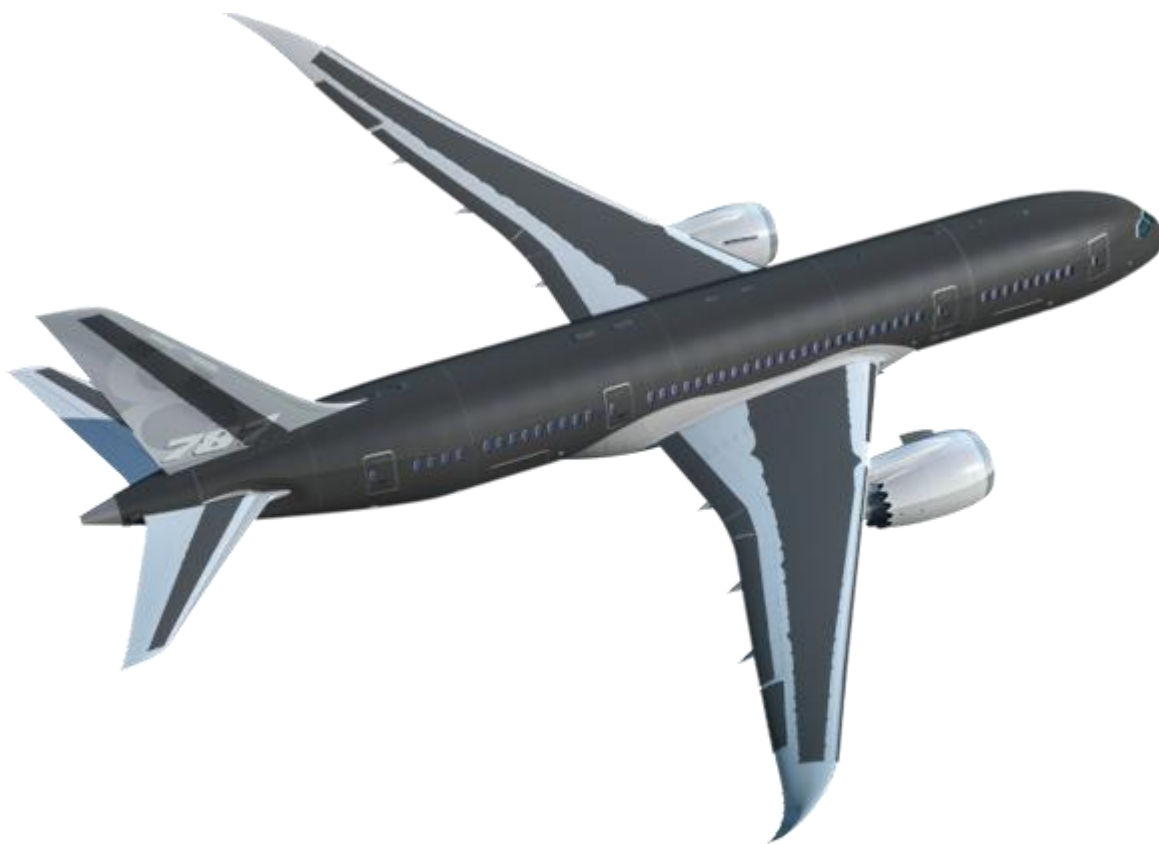


Рис 1.1 – Схема лайнера Boeing-787 [3]. Темно-сірим кольором виділені деталі з вуглепластика

1.1.2 Переваги композиційних матеріалів

Використання композиційних матеріалів, при створенні силової частини конструкції планера пасажирського літака, дозволяє не тільки знизити масу планера, а й підвищити його аеродинамічний досконалість, що дозволяє в порівнянні з традиційними матеріалами, збільшити аеродинамічну якість на 10-20% [2]. Використання композитів дозволяє скорочувати кількість деталей у виробі, тим самим прискорюючи складання літака, і отримувати вироби складної форми. На відміну від металів, композити не схильні до втоми.

1.1.3 Недоліки композиційних матеріалів

У той же час полімерні композити мають ряд недоліків: композиційні матеріали поки що значно дорожче, ніж метали, і їх використання окупається лише при довгій експлуатації.

Слабке місце полімерних композитів - ударна міцність. Після удару в деталі з композиційного матеріалу утворюються мікротріщини, які при циклічних навантаженнях приводять до розшарування матеріалу. Для того щоб полімерні композити краще «тримали удар», розробляють спеціальні клеї, до складу термореактивних матриць вводять термопласти або використовують термопластичні матриці. Якщо композитна деталь ламається, її потрібно повністю замінювати новою. Є технології ремонту, але вони не дуже надійні. Щоб стежити за появою тріщин, необхідна складна діагностика. Наприклад, в композит вбудовують оптоволоконні датчики: в режимі онлайн можна своєчасно визначати цілісність структури матеріалу.

Крім того, вуглепластики, на відміну від металу, горять, і при цьому виділяються отруйні речовини, люди можуть задихнутися димом, тому в

інтер'єрах використовуються пластики з низькою горючістю, до складу яких входять спеціальні добавки – антипірени [3].

1.1.4 Формування деталей

Властивості композиційного матеріалу визначають не тільки матриця і наповнювач, але і технологія їх отримання. Завдяки волокну зміцнення йде тільки в одному напрямку - вздовж волокна. Щоб домогтися гарної міцності, композит викладають шарами, чергуючи напрямки волокон в такому випадку міцність зрівнюється в довжину і в ширину. Щоб зміцнити матеріал в третьому напрямку, шари можуть бути вертикально прошиті додатковими волокнами. Напрямок волокон в матеріалі визначає його властивості. Кожна деталь індивідуальна, і у кожного типу виробів з композиту своя викладка - в залежності від того, в яких напрямках буде навантажуватись деталь.

Є різні способи як поєднати матрицю і наповнювач. Найпоширеніший в авіації - формування препрегів. Заздалегідь насичену полімерним зв'язуючим і викладену в кілька шарів тканину поміщають в автоклав, куди подають високий тиск і високу температуру. Полімерні зв'язуючі в'язкі, і при викладенні між шарами утворюються порожнечі, які потрібно прибрати під високим тиском. Деталі, що мають осьову симетрію, наприклад фюзеляжі літаків отримуються намотуванням просоченого сполучною волокна на обертовий вал, після чого їх також поміщають в автоклав. Використання автоклавів для формування великих деталей можуть дозволити собі тільки великі виробники, і світові тенденції спрямовані на відмову від автоклавних технологій і здешевлення виробництва.

1.2 Проблеми забезпечення якості процесу свердління отворів в армованих полімерних композитах

1.2.1 Види обробки КМ

Основний вид механічної обробки КМ - лезова обробка, в якій вплив на матеріал відбувається обертовим ріжучим інструментом (точіння, фрезерування, свердління, шліфування). Застосовуються також гідроабразивні, ультразвукові та лазерні методи обробки [4]. Переваги і недоліки методів механічної обробки КМ наведені в табл. 1.1.

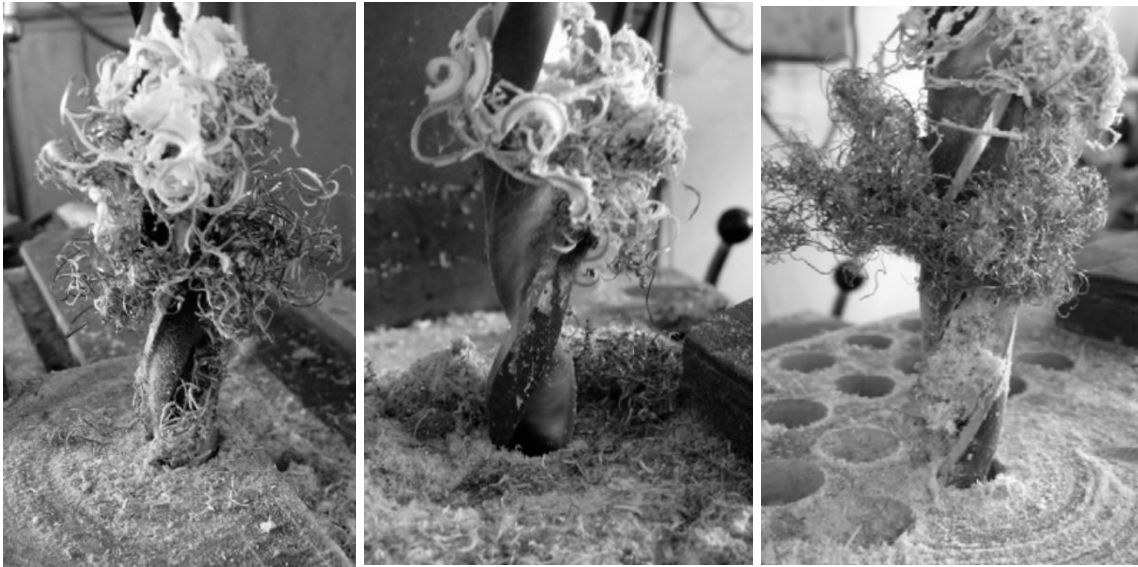
Таблиця 1.1. Порівняльні характеристики методів механічної обробки композиційних матеріалів

Вид обробки	Переваги	Недоліки
Механічна (Лезова)	Висока точність обробки, мала шорсткість виготовлених поверхонь	Розшарування матеріалу, виривання волокон, підвищення температури в зоні різання
Гідроабразивна	Висока продуктивність, можливість обробки матеріалу великої товщини	Велика шорсткість оброблених поверхонь, висока ймовірність насичення матеріалу водою
Лазерна	Висока точність обробки, відсутність габаритних обмежень для деталей або заготовок	Опалювання країв в зоні різання, виділення диму і пилу
Ультразвукова	Висока точність обробки, мала шорсткість оброблених поверхонь, відсутність або мінімальне розшарування матеріалу	Низькі продуктивність і стійкість різального інструмента

Однією з важливих задач виготовлення виробів з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) є отримання скріплених деталей композит-метал і композит-композит кріпильними елементами через отвори, оброблені осьовим інструментом. Використовується свердління простим спіральним свердлом, свердлом для вуглепластика, яке виготовляється з твердого сплаву, і кругове фрезерування [5]. Труднощі забезпечення якості та продуктивності механічної обробки отворів обумовлена тим, що жорсткість інструменту обмежена розмірами отвору, а відведення стружки із зони різання ускладнене. У числі технологічних проблем забезпечення якості під час свердління отворів - усадка отворів, підвищений знос ріжучого інструменту, складність отримання отворів високої якості.

При лезовій обробці багатьох КМ не допускається використання мастильної охолоджуючої рідини (МОР) через ризик набухання і розшарування матеріалу, з огляду на активізацію процесу водопоглинання. У разі необхідності охолодження заготовки без використання МОР, призначають охолодження стисненим повітрям.

Характерними дефектами, які супроводжують процес свердління полімерних композитів, є розшарування, витягування волокон із матриці (рис 1.2), відколи в місцях входу-виходу свердла, оплавлення полімерної матриці і поява проплавів на оброблених поверхнях. Розшарування знижують міцність від утоми, міцність на стиск, інтенсифікують волого-поглинання, знижуючи експлуатаційну надійність виробу. На рис. 1.2 представлені знімки стружкоутворення при різній геометрії інструменту [9].



А)

Б)

В)

Рис. 1.2. - Характер утворення стружки під час свердління: а) стандартним свердлом, б) СПЗ тип 1, в) СПЗ тип 2 ($V = 7,5 \text{ м / хв}$, $S = 0,2 \text{ мм / об}$)

Якщо використовувати звичайні типи свердл, то можуть виникнути дефекти які показані на Рис. 1.3

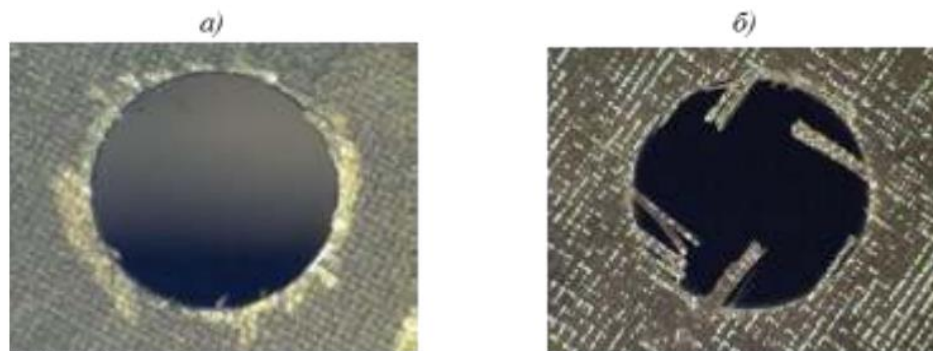


Рис. 1.3. (А) місцеве відслоювання слоїв композиту (деламінація)
(Б) фрагменти волокон на внутрішній поверхні отворів [6]

Використання полімерних композитів в конструкціях сучасної авіаційної техніки в значній мірі обмежується недостатньою вивченістю процесу спільного

свердління комбінованих пакетів, композит-метал. Численні публікації з даної проблеми містять досить суперечливу інформацію про вимоги до режимів різання, стратегіям, підходам до формування технологічних переходів і геометричним параметрам ріжучого інструменту. Характеристика процесу свердління отворів в полімерних композиційних матеріалах багато в чому визначається властивостями наповнювача. Знос збільшує контактні сили тертя по задній поверхні свердла, що спричиняє підвищення температури в зоні різання і виникнення розшарувань.

Операції обробки отворів в композитах, виконують на заключних етапах технологічного циклу виробів - підготовки до складання. Перераховані труднощі забезпечення якості отворів в шаруватих полімерних композитах, зокрема, необхідність зниження режимів обробки і використання великої кількості переходів з метою мінімізації дефектів, підвищений знос інструменту, зумовлюють значне збільшення собівартості готової продукції.

1.3 З'єднання КМ в авіабудуванні

Основними методами з'єднання композиційних матеріалів між собою, а також з деталями з інших матеріалів, є: 1) механічні з'єднання, 2) з'єднання, що діють за рахунок молекулярної взаємодії (клеєві), 3) комбінація цих двох видів з'єднань. Складнощі у створенні з'єднань з матеріалами, армованими волокнами, викликані невідповідністю між механізмом передачі зусилля в з'єднанні і роботою окремих шарів елементів композиції.

Розглянемо більш детально механічні з'єднання. До них відносять: різьбові з'єднання (такі з'єднання відзначаються простотою виконання, невеликими осьовими розмірами та малою масою), шліцево-болтові з'єднання (особливістю таких з'єднань являється наявність потовщення в елементах конструкції),

самозаклинюючі з'єднання, заклепкові з'єднання. Так як в авіації найчастіше використовують заклепкові з'єднання, розглянемо особливості їх утворення та з'єднання [7]. За складом елементів, що з'єднуються, та характеру передачі навантаження з одного елемента конструкції на другий, відрізняють наступні види клепаних швів (Рис. 1.4).

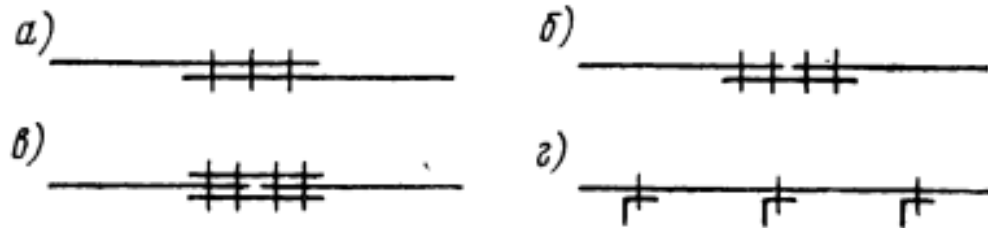


Рис. 1.4 Види клепаних швів: а – в нахлест; б – встик з однією накладкою; в – встик з двома накладками; г – стрингерні [7].

Процес з'єднання деталей заклепками, складається з наступних операцій:

- Свердління або пробиття отвору під заклепку;
- Зенківка або штампування гнізда під закладну головку;
- Встановлення заклепки в отвір;
- Стиснення склепуваних деталей і утворення замикаючої головки;
- Контроль якості клепання.

1.4 Проектування заклепкових з'єднань з деталями, виготовленими з композиційних матеріалів.

Розрахунок заклепувального шва полягає у визначенні діаметра і числа заклепок, кроку заклепувального шва, відстані заклепок до краю з'єднаної деталі і відстані між рядами заклепок. Діаметр d заклепки призначають зі співвідношення

$$d \geq 2\sqrt{h}$$

де h - сумарна товщина елементів, що з'єднуються.

Класифікують декілька видів швів:

1. Міцний шов застосовується в тих випадках, коли треба створити нероз'ємне з'єднання, здатне надавати достатній опір чинним на нього зусиллям. Міцність шва досягається застосуванням з'єднання з одним або декількома рядами заклепок. Ці шви застосовуються для з'єднання частин ферм, мостів, колон.
2. Щільний шов забезпечує герметичність, тобто не пропускає рідини і газу. Відносно ж міцності до нього особливих вимог не висувають. Герметичність забезпечується установкою прокладок між склепуваної листами або підчеканкою шва. Ці шви застосовуються при виготовленні резервуарів, а також кесонів літаків.
3. Міцно-щільні шви застосовуються в тих випадках, коли потрібно створити міцні і герметичні з'єднання, наприклад в парових котлах і різних резервуарах з високим внутрішнім тиском.

В міцних швах герметичність з'єднання не потрібна, тому сили, що діють на з'єднанні деталі, можуть бути більше сил тертя, що розвиваються між ними.

Тому заклепки міцних швів розраховують на зріз і на зминання:

$$\tau_c = \frac{4F}{k\pi d_0^2} \leq [\tau_c]$$

$$\sigma_{\sigma\lambda} = \frac{F}{zd_0 \delta_{\min}} \leq [\sigma_{\sigma\lambda}]$$

де τ_c і $[\tau_c]$ - відповідно розрахункове і допустиме напруження на зріз для заклепок;

σ_{cm} і $[\sigma_{cm}]$ - відповідно розрахункове і допустиме напруження на зминання між заклепками і сполучаються листами;

F - сила, що діє на одну заклепку;

k - число площин зрізу заклепок;

d_0 - діаметр поставленої заклепки;

δ_{min} - найменша товщина з'єднувальних елементів.

Необхідна кількість заклепок z в шві при симетрично діючої навантаженні F_0 визначають розрахунком заклепок на зріз по формулі:

$$z = \frac{4 F_0}{[\tau_c] k \pi d_0^2}$$

Отримане за формулою число заклепок z перевіряють розрахунком заклепок і з'єднуються частин на зминання за формулою

$$\sigma_{cm} = \frac{F}{z d_0 \delta_{min}} \leq [\sigma_{cm}]$$

Застосування заклепок з довжинами більше $(3 \dots 4) d$ може викликати їх вигин в отворі або незаповнення зазору між стрижнем і отвором.

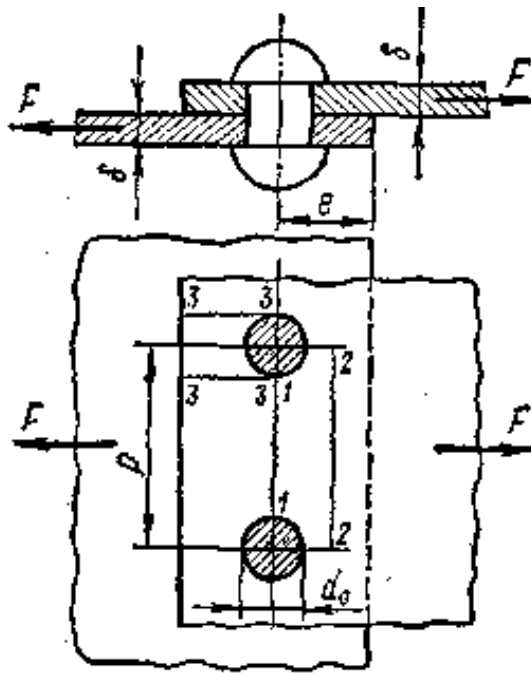


Рис 1.5 Робота з'єднання на зріз

Мінімальний крок p розміщення заклепок визначають з зручності клепок, максимальний - з умови щільного зіткнення, що з'єднуються. Значення допустимих напружень приймають в залежності від матеріалу заклепки, способу обробки отвору і умов роботи [7].

1.5. Особливості технологічного процесу утворення заклепкового з'єднання

Процес клепа́ння полягає в осадженні стержня заклепки і утворенні із виступаючої частини стержня замикаючої головки, необхідної форми. Утворення замикаючої головки заклепок утворюються декількома методами, найбільш поширеними є клепа́ння ударом, пресування, розкатування [7].

Для силових швів, які не перебувають на зовнішній поверхні літака, найкращими є заклепки з напівкруглою і плоскою (рис. 1.6) заставними головками.

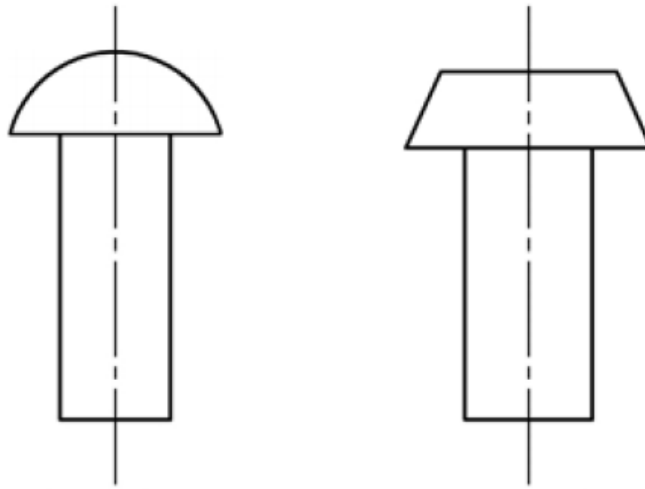


Рис 1.6 Заклепки з напівкруглою і плоскою головкою

Заклепки з напівкруглою головкою застосовують для ручної клепки, з плоскою головкою - для клепки на клепальних пресах. Ці заклепки дозволяють створити більш технологічне, міцне і дешеве з'єднання, ніж при використанні потайних заклепок. В основному для зовнішньої поверхні літака застосовують потаємні заклепки з конусністю заставної головки 90° і 120° (рис.1.6) [8].

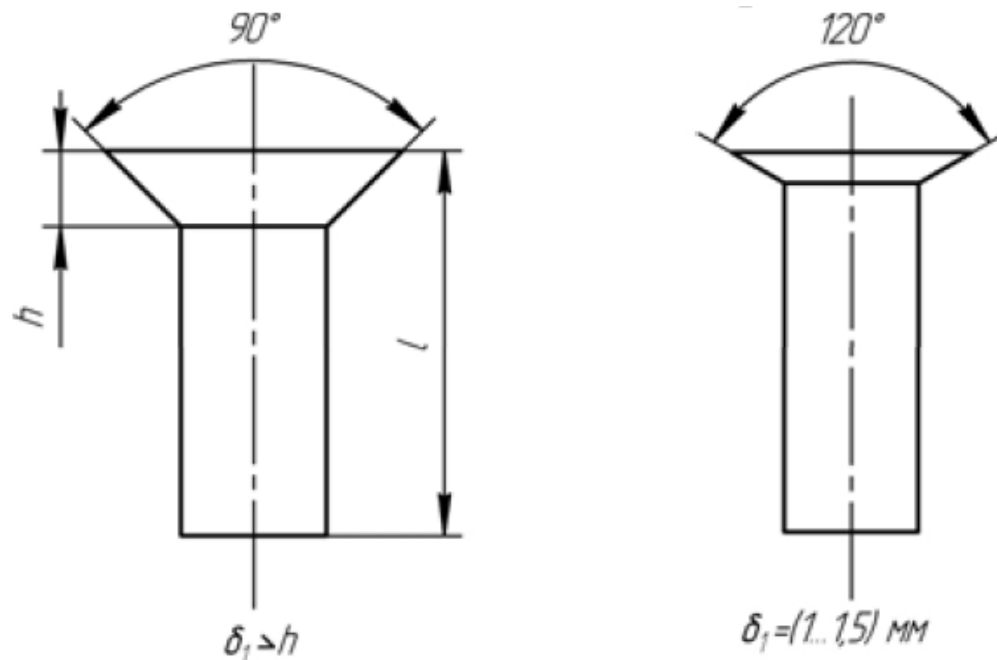


Рис 1.7. Заклепки з конусністю заставної головки 90° і 120°

Серед факторів, які визначають несучу здатність конструкції виокремлюють такі [3]:

- Конструктивні
 - Вид з'єднання
 - Геометричні параметри з'єднання
 - Матеріал елементів з'єднання
- Технологічні
 - Режим виготовлення
 - Структурні параметри КМ
 - Рівень технологічних залишкових напружень
- Експлуатаційні
 - Рівень та діапазон зовнішніх навантажень
 - Температура та час експлуатації
 - Зовнішнє середовище (вологість, тощо)

Відмова заклепкового з'єднання в авіації в основному обумовлена комбінацією трьох факторів: 1) залишкові напруження, що виникають під час виготовлення, 2) теплового впливу та 3) вібрація [27].

Відомі такі похибки утворення заклепкового з'єднання [10]:

- Зміщення осі замикаючої головки заклепки щодо осі стрижня (виходить при не перпендикулярному торці стрижня заклепки або перекосі складальної одиниці по відношенню до інструменту);
- Недостатня висота замикаючої головки (утворюється при неправильно обраному інструменті (велика сила klepanня), поганому його налаштуванні, скороченому стрижні заклепки, а також розтягнутості процесу klepanня);

- Випучування стержня заклепки між поверхнями з'єднуваних деталей (виникає при слабкому стисканні деталей перед клепкою або поганій зачистці внутрішніх крамок отворів, наявності задирок);
- Зменшений діаметр замикаючої головки (зазвичай має місце при недостатній потужності клепального обладнання, зниженому тиску повітря, укороченій довжині стержня заклепки або малій масі підтримки);
- Зсув стержня заклепки в отворах деталей (пояснюється розбіжністю осей отворів деталей або поганою фіксацією їх в процесі клепки);
- Вигин стержня заклепки в отворі (виникає при надмірно збільшеному діаметрі отворів);
- Зміщення осей головок щодо осі стержня заклепки (є наслідком неправильно виконаних отворів (перекіс) в деталях).

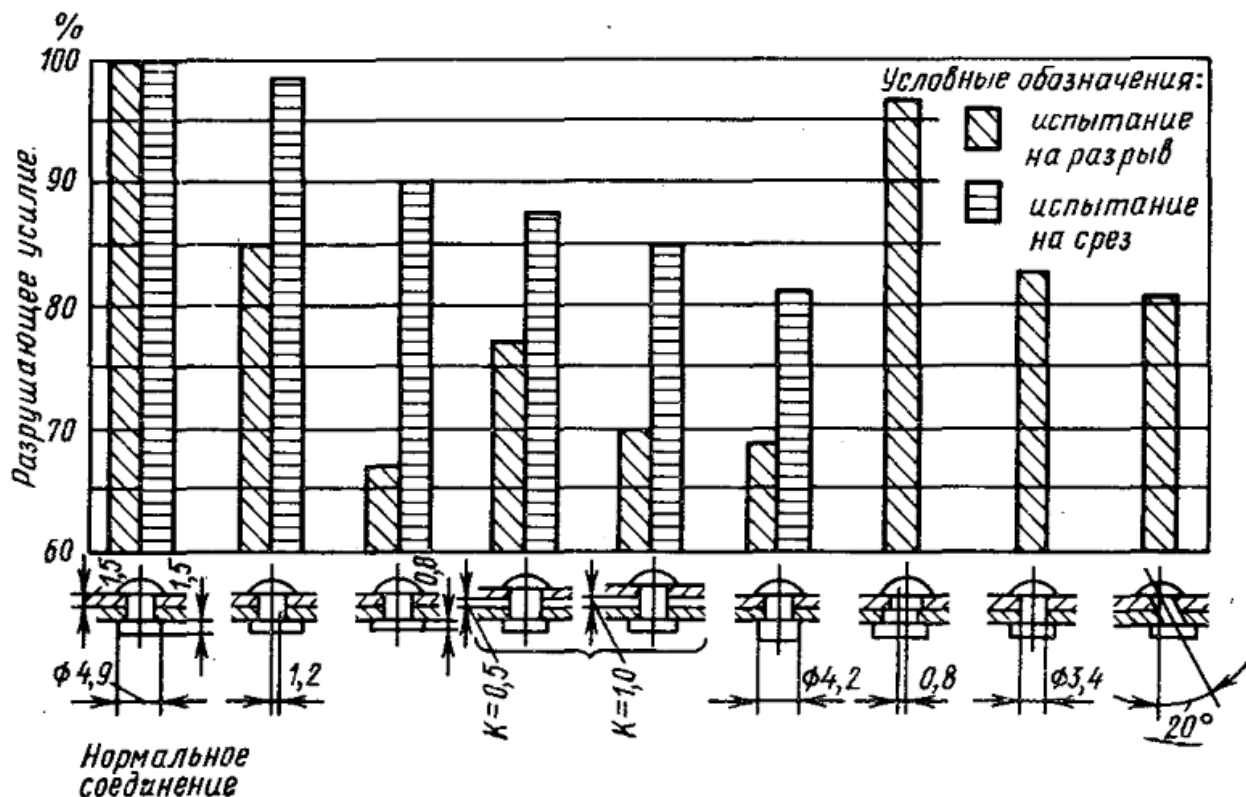


Рис. 1.8 Влияние пошибок клепки на прочность заклепываемого соединения [10]

Зустрічаються і інші похибки клепок: вм'ятини та тріщини на голівках заклепок, випучування матеріалу між заклепками, підсікання матеріалу. Як видно з діаграми (рис. 1.8), будь-який з перерахованих дефектів в значній мірі знижує міцність заклепкового з'єднання, в зв'язку з чим до якості клепок, особливо при складанні відповідальних важко навантажених з'єднань, повинні пред'являтися підвищені вимоги. Контроль зазвичай здійснюють оглядом або простукуванням заклепок; щільні з'єднання перевіряють гідравлічним випробуванням. Відповідальні заклепкові з'єднання слід контролювати методами рентгеноскопії [10].

Відмова заклепкового з'єднання в авіації відбувається найчастіше через зріз заклепок і відповідно руйнування з'єднання. Іноді бувають ситуації коли заклепка через втому ламається в місці розклепування. Також досить часті ситуації коли з'єднання деталей руйнуються через появу тріщин через залишкові напруження які виникли в процесі виготовлення та в процес складання.

1.6 Підбір обшивки літака

Обшивка літака - оболонка, що формує зовнішню поверхню корпусу повітряного судна. Вона необхідна для додання літаку аеродинамічної форми. Від того, наскільки якісною буде обшивка, багато в чому залежить аеродинамічні показники літака.

1.6.1 Матеріал обшивки

Сучасна обшивка літаків виготовляється з панелей композитів або листів окремих алюмінієвих сплавів, відформованих по поверхні крил або фюзеляжу. Незнімні панелі або листи найчастіше кріпляться до каркасу потаємною клепокою, знімні ж з'єднуються за допомогою гвинтів з «втопленою» голівкою. Також останнім часом композити застосовуються в якості панелей обшивки і силових

вузлів. Залежно від використовуваного матеріалу для будівництва повітряного судна обшивка літака може бути:

- металева: сталь, алюмінієві сплави, титан;
- перкальная (полотняна);
- композитні матеріали;
- ламінована плівка.

1.6.2 Види обшивок

В авіації існує два типи обшивки - м'яка «непрацююча» і жорстка «працює». У наш час перевага має жорстка металева обшивка, так як вона повністю відповідає вимогам міцності, аеродинаміки, маси і жорсткості. Вона сприймає навантаження у вигляді крутного і згинальних моментів, зовнішні аеродинамічні навантаження і навантаження перерізують сил, що впливають на каркас літака. Матеріали для виробництва працюючої обшивки: титанові, алюмінієві і сталеві сплави, авіаційна фанера, композиційні матеріали. Титан і сталь найчастіше зустрічаються в конструкціях надзвукових літаків.

1.6.3 Обшивка фюзеляжу

Відразу варто відзначити, що вона вибирається з урахуванням діючого навантаження. Нижня зона обшивки сприймає стискаючі навантаження тією частиною, яка приєднана до стрингера, а верхня сприймає розтягуючі зусилля абсолютно всією площею обшивки. Товщина обшивки в герметичному фюзеляжі вибирається залежно від внутрішнього надлишкового тиску. Для поліпшення живучості фюзеляжу на обшивці нерідко використовують стрічки-стопери, що виключають поширення тріщини.

1.6.4 З'єднання обшивки і елементів каркаса

Вдаються до трьох способів з'єднання каркаса з обшивкою:

- обшивка кріпиться до шпангоутів;
- обшивка кріпиться до стрингера;
- обшивка кріпиться і до шпангоутів, і до стрингерів.

У другому випадку формуються тільки поздовжні заклепочні шви, при цьому поперечні відсутні, що позитивно позначається на аеродинаміці фюзеляжу.

Перший спосіб кріплення застосовується виключно в без стрингерних фюзеляжах [16].

1.6.5 Вибір правильного профілю стрингера

Тому в нашому випадку використовується композитна обшивка, яка працює тільки на розтяг так як знаходиться в верхній частині фюзеляжу. В процесі побудови були використані стрингери з плоскою нижньою частиною, так як за експериментальними дослідженнями було визначено, що вона краще витримує навантаження.

1.6.6 Відомості про алюмінієві заклепки

Деякі «заклепувальні» алюмінієві сплави, наприклад 2024-T4 (Д16) є занадто твердими, щоб застосовувати їх прямо в стані поставки, і повинні піддаватися гартуванню перед тим, як їх встановлювати. Загартування полягає в нагріванні до температури близько 500 ° С і охолодження в воді. Ці заклепки застосовують в так званому свіже загартованому стані. Тому зазвичай ці заклепки гартують і зберігають в холодильнику, щоб затримати їх зміцнення старіння. Їх дістають з холодильника безпосередньо перед установкою. Все це створює незручності для виробництва і тому більшість заклепок зі сплаву 2024 замінили на заклепки зі сплаву 7050, які можна встановлювати прямо в стані поставки [17].

1.7 Висновки по розділу, мета і задачі дослідження

Розглянувши всі особливості композиційних матеріалів та провівши порівняльний аналіз КМ ми вирішили проводити дослідження на вуглепластику ВКУ-25, аналог цього матеріалу застосовується на Боїнг 787.

Відмова заклепкового з'єднання в авіації в основному обумовлена комбінацією трьох факторів: 1) напруги, що виникають під час виготовлення, 2) теплового втома та 3) вібрація. В даній роботі розглядаються основні параметри технологічного процесу клепаання, які впливають перший фактор.

В межах даної роботи пропонується дослідити вплив ряду параметрів на якість з'єднання, а саме: відстань між заклепками, відстань від заклепки до краю листа, зусилля клепаання. Для оцінювання якості з'єднання досліджуватиметься: залишкові напруги, зазор між деталями після утворення з'єднання.

Метою даної роботи є покращення якості складання заклепкових з'єднань метал-композит отворів шляхом обґрунтованого призначення таких параметрів як відстань між заклепками, відстань від заклепки до краю листа, навантаження заклепки.

РОЗДІЛ 2

Проведення експериментальних досліджень в програмі Fетар для визначення необхідних характеристик з'єднання

В основі нашого експерименту покладено розрахунок заклепкового з'єднання, яке складається з двох пластин (частина обшивки та частина стрингера) та заклепок які їх з'єднують. Розрахунок будемо проводити в програмі Fетар методом скінченних елементів. Провівши аналіз отримано результати залишкових напруження окремо для обшивки та окремо для стрингера, було визначено наступні характеристики: зазор між деталями після утворення з'єднання та залишкові напруги.

2.1 Основна концепція методу скінченних елементів

Основний принцип методу скінченних елементів (МСЕ) полягає в тому, що будь-яку безперервну в деякій області величину, можна апроксимувати дискретною моделлю, яка створюється з безлічі кусково-неперервних функцій, визначених в кінцевому числі під областей (елементів). Зазвичай такими функціями є поліноми - лінійні, квадратичні, кубічний і т.д. Кусково-неперервні функції будуються за допомогою значень неперервної величини в точках з'єднання елементів (в вузлах). Таким чином, щоб визначити невідому безперервну величину, потрібно визначити її значення в вузлах.

У процесі машинобудівного проектування часто виникає необхідність оцінки найбільш значущих фізико-механічних властивостей деталей і вузлів, або виробу в цілому. Наприклад, при проектуванні необхідно оцінити міцність деталей при заданих навантаженнях або максимальні деформації корпусу виробу. Тривалий час єдиним засобом оцінки фізико-механічних властивостей виробів були оціночні розрахунки з використанням наближених аналітичних або напівемпіричних методик, що приводяться в галузевих довідкових посібниках.

Точність подібних методик стосовно до реальних об'єктів проектування зазвичай не висока. Тому в конструкцію виробу закладаються значні «коефіцієнти запасу» (наприклад, по міцності), що знижують ризик прийняття помилкового проектного рішення [21].

2.1.1 Вибір методу вирішення задачі

Одним з найбільш розповсюджених методів чисельного вирішення зазначених фізичних задач є метод скінченних елементів (МСЕ). Особливостями МСЕ, що забезпечили йому провідне становище в прикладній обчислювальній математиці, стали властиві методу:

- Універсальність - придатний для вирішення найрізноманітніших завдань математичної фізики (механіка деформованого тіла, теплопровідність, завдання електродинаміки);
- Висока здатність до алгоритмізації - можливість розробки програмних комплексів, що охоплюють широке коло прикладних задач;
- Чисельна стійкість МСЕ алгоритмів.

Суть методу скінченних елементів полягає в заміні вихідної просторової конструкції складної форми на дискретну математичну модель, яка належним чином відображає фізичну сутність та властивості вихідного виробу. Найважливішим елементом цієї моделі є скінченно-елементна дискретизація виробу - побудова сукупності елементарних об'ємів заданої форми (скінченних елементів) об'єднаних в єдину систему (скінченно-елементну сітку).

Аналіз методом кінцевих елементів починається з апроксимації досліджуваної області (області завдання) і розподілі її на комірки сітки. На рис. 2.1, в кутах кожної комірки знаходяться вузли (чорні точки). Такі комірки називаються кінцевими елементами [21]. На рис 2.2 представлені апроксимації об'єктів наборами кінцевих елементів (трикутних і чотирикутних). Конструкція,

що представляє собою розподілену систему складної геометричної форми, представляється у вигляді сукупності скінченних елементів. Скінченні елементи, що апроксимують вихідну конструкцію, вважаються пов'язаними між собою в граничних точках - вузлах.

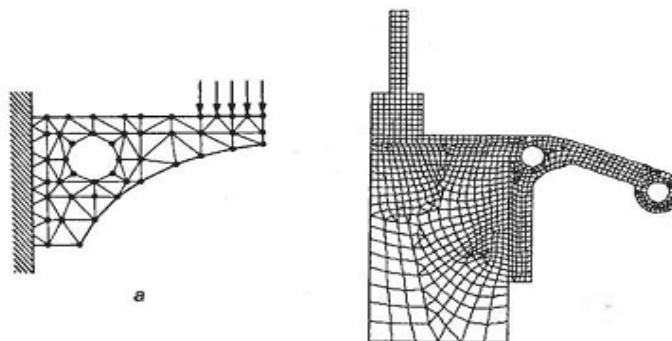


Рис 2.1 Апроксимація об'єктів наборами скінченних елементів [21]

Після апроксимації вихідного об'єкта кінцевими елементами з належною кількістю вузлів кожному вузлу зіставляється невідома величина, яка шукається в процесі виконання завдання. Звідси випливає, що у кожного вузла буде два ступені вільності, а у задачі в цілому буде $2n$ ступенів вільності, якщо число вузлів n .

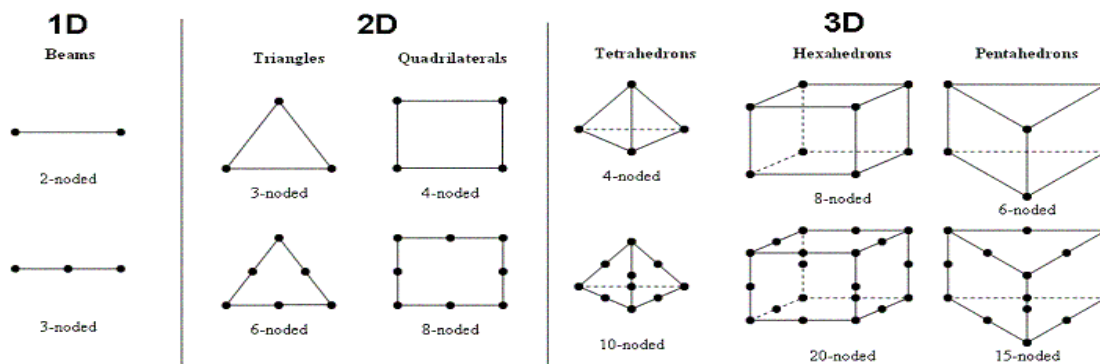


Рис 2.2 Найбільш типові скінченні елементи [21]

Зміщення в будь-якій точці кінцевого елемента виводиться зі зміщень його вузлів за допомогою функцій форми, тому невідомими можуть бути тільки зміщення вузлів. Функції форми служать лише для того, щоб обчислювати значення невідомих всередині елемента за заданим значенням в його вузлах. Після обчислення зміщень програма може перейти до розрахунку деформацій як часткових похідних від функції зсуву, а за деформаціями розраховуються напруження.

Після апроксимації області задачі набором дискретних скінченних елементів, необхідно задати характеристики матеріалу і граничні умови для кожного елемента. Вказавши різні характеристики для різних елементів, ми можемо аналізувати поведінку об'єкта, що складається з різних матеріалів.

Граничні умови (зміщення, зовнішня сила або температура) зазвичай задаються на зовнішній границі об'єкта. Ці умови повинні бути виражені у виді значень зсуву, сили або температури в граничних вузлах деяких кінцевих елементів. Діючі на конструкцію зовнішні навантаження зводяться до еквівалентних сил, що прикладаються у вузлах скінченних елементів. Обмеження на переміщення конструкції (закріплення) також переносяться на скінченні елементи, якими моделюється вихідний об'єкт.

Після завдання граничних умов для всіх зовнішніх вузлів програма скінчено елементного аналізу формує систему лінійних алгебраїчних рівнянь, що зв'язує граничні умови з невідомими (зміщеннями або температурою в вузлах), після чого вирішує цю систему відносно невідомих.

Записуючи систему рівнянь для кожного кінцевого елемента, що апроксимує вихідну фізичну систему, розглядаємо їх спільно і отримуємо систему рівнянь для повної конструкції. Порядок цієї системи рівнянь дорівнює добутку кількості рухливих вузлів конструкції на число введених ступенів вільності в одному вузлі.

Після знаходження значень невідомих, користувач отримує можливість розрахувати значення будь-якого параметра в будь-якій точці будь-якого кінцевого елемента з тієї ж функції форми, яка використовувалася при побудові системи рівнянь. Ці значення будуть наближеними (з точки зору теоретично можливого «точного» рішення відповідного диференціального рівняння математичної фізики), але похибка рішення може бути дуже невеликою - частки відсотка на тестових завданнях, що мають «точне» аналітичне рішення.

Похибка одержуваного в результаті кінцево-елементної апроксимації рішення зазвичай гладко зменшується зі збільшенням ступеня дискретизації модельованої системи. Іншими словами, чим більша кількість СЕ бере участь в дискретизації (або чим менше відносні розміри СЕ), тим точніше одержуване рішення. Відповідно більш щільне СЕ розбиття вимагає більш значних обчислювальних витрат.

Вихідні дані програми аналізу методом кінцевих елементів зазвичай представляються в числовій формі. У задачах механіки твердих тіл вихідними даними є зміщення і напруги. У завданнях на тепло перенесення вихідними даними є температури і теплові потоки через конкретні елементи. Однак по числовим даним користувачеві буває важко отримати загальне уявлення про поведінку відповідних параметрів. Графічні зображення зазвичай більш інформативні, оскільки дають можливість вивчити поведінку параметрів на всій області завдання. Аналіз поведінки параметрів може проводитися за допомогою постпроцесора, який будує криві і контурні графіки змінних за даними програми скінчено елементного аналізу. Для задач будівельної механіки можливе відображення деформованих тіл разом з недеформованими. У цій області для систем автоматизованого конструювання дуже важливими стають функції комп'ютерної графіки.

2.1.2 Етапи аналізу з використанням МСЕ

Аналіз методом скінченних елементів є потужною технологією, що дозволяє моделювати розподіл напружень, температур, потоки рідин і поширення електромагнітних полів, однак основною на сьогоднішній день залишається проблема підготовки даних для проведення аналізу: вибір геометрії, побудова сітки кінцевих елементів, додавання граничних умов і навантажень, завдання властивостей матеріалів і вибір типу аналізу (статичний або динамічний, лінійний або нелінійний, аналіз деформацій, напружень і т. д.).

Етап 1. Підготовка геометричної моделі

Робота з препроцесором починається з вибору геометрії об'єкта або області задачі. Варіант «поверх CAD» (direct on CAD) стає останнім часом все більш популярним, оскільки він усуває перетворення (які можуть спричинити втрату даних) і скорочує тривалість циклу «проектування - аналіз - зміна». Більше того, використання CAD спрощує моделювання і дає можливість працювати з більш складними функціями створення і зміни геометричних форм. Більшість систем FEA можуть також імпортувати геометричні дані через проміжні файли стандартних форматів (типу IGES).

Проте використання геометричних моделей, підготовлених в CAD, не завжди виявляється простим. Модель, яку конструктор вважатиме ідеальною, може насправді містити неприпустимі для FEA елементи. Особливо це стосується побудови сіток. Більше того, навіть якщо побудована в CAD модель вільна від недоліків, вона може бути надто докладною. Наприклад, такі характерні деталі, як фаски, в деяких випадках цілком можуть бути виключені з моделі для аналізу методом кінцевих елементів.

Подібні рішення приймаються конструктором виходячи з очікуваного розміру комірок сітки, а також з інтуїтивних припущень про важливість окремих ділянок об'єкта. Абстрагування є основною причиною відмінностей між

моделями одного і того ж об'єкта, використовуваними проектувальниками і аналітиками.

Етап 2. Підготовка скінченно-елементної моделі

Наступний крок - створення комірок сітки і розподіл вузлів. Коли кожній комірці ставляться у відповідність вузли, вона стає скінченним елементом.

З кожним вузлом зв'язуються невідомі або ступені вільності. До невідомих відносяться зсуви, повороти, температура, теплові потоки тощо.

Потім задаються граничні умови. Для безперервних меж об'єкта відомими можуть бути зміщення, зовнішні сили і температура. Ці відомості повинні бути виражені у виді значень відповідних параметрів у конкретних граничних вузлах. Більшість систем аналізу, інтегрованих з CAD, дають користувачеві можливість задавати граничні умови безпосередньо на геометричній моделі, після чого ці граничні умови перетворюються до еквівалентних умов на вузлах системи.

Для кожного елемента обов'язково завдання властивостей матеріалу. Зазвичай ці параметри включають модуль Юнга і коефіцієнт Пуассона (для задач будівельної механіки). Товщина оболонок і пластин розглядається скоріше як властивість матеріалу, ніж як геометричний параметр, що дозволяє уникнути переходу до трьох вимірів. Для задач інших типів можуть бути задані теплоємність або в'язкість. Різні елементи можуть мати різні властивості, завдяки чому користувач може аналізувати складений об'єкт.

Етап 3. Рішення задачі

Повністю визначена скінченно елементна модель з усіма параметрами передається програмі аналізу.

Етап 4. Аналіз результатів

Вирішена задача готується для дослідження постпроцесором.

2.1.3 Моделювання скінченних елементів

Дії, що відносяться до підготовки даних, узагальнено називають моделюванням скінченних елементів (finite-element modeling). Виконуються ці дії найчастіше препроцесором, розрахованим на роботу з будь-якою конкретною програмою аналізу методом скінченних елементів.

Побудова сітки є найважливішим і найскладнішим етапом моделювання. Для спрощення цього завдання практично всі системи на сьогоднішній день пропонують ті чи інші функції автоматизації. Найбільш типовим є використання тетраедричних елементів для об'ємних тіл і чотирикутних або трикутних елементів для тривимірних поверхонь, оболонок і двовимірних об'єктів. Більшість систем надають користувачам можливість змінювати параметри автоматично сформованих сіток, зокрема щільність комірок. Крім того, в таких системах зазвичай є функції ручного локального редагування, що дозволяють уточнити сітку в критичних областях.

Від складності сітки залежить розмір глобальної матриці жорсткості, чисельна складність завдання і обсяг необхідних обчислювальних ресурсів. Точність рішення можна підвищити збільшенням кількості комірок.

Скінченні елементи повинні відповідати певним вимогам. По-перше, розмірність елементів повинна збігатися з розмірністю області задачі. Для одновимірних задач використовуються одновимірні елементи, для двовимірних - двовимірні, і т. д. Найбільш типові кінцеві елементи, підтримувані більшістю програм аналізу, демонструє рис.. Зверніть увагу, що одна і та ж комірка може ставати елементами різних типів залежно від кількості вузлів на її кордонах.

Застосування криволінійних скінченних елементів дозволяє точніше апроксимувати складну геометрію кордонів і отримувати більш високу точність рішення при меншому числі елементів. Таким чином, для більш точного опису складної геометрії кордонів необхідно використовувати або велику кількість граничних елементів з прямими сторонами (гранями), тобто плосогранних кінцевих елементів, або використовувати криволінійні елементи.

Необхідно зауважити, що при однаковому кроці дискретизації генерація сітки криволінійних елементів вимагає більше часу, ніж генерація сітки плосогранних елементів, особливо на моделях з великою кількістю радіусів і заокруглень. В окремих випадках сітка криволінійних елементів може не будуватися зовсім, або її побудова може займати неприйнятно довгий час.

У теж час різниця одержуваних результатів (наприклад, максимуми переміщень і напружень) на сітках з криволінійних і плосогранних кінцевих елементів прагне до нуля, якщо використовувати досить дрібне розбиття.

Тому, якщо для конкретної моделі складної геометричної форми не вдається побудувати сітку криволінійних скінченних елементів, або генерація такої сітки займає надто багато часу, рекомендується побудувати сітку плосогранних кінцевих елементів з досить дрібним кроком дискретизації, і використовувати для розрахунку її.

Нарешті, в зонах, де очікуються різкі зміни невідомих (напруги, наприклад, зосереджуються в околицях отворів), щільність вузлів і комірок повинна бути вище, ніж в областях з плавною зміною параметрів.

2.1.4 Завдання і методи розрахунку МСЕ

Область застосування МСЕ досить широка. У багатьох сферах можна знайти вживання даного методу, притому його застосування досить успішне.

Найчастіше система скінченних елементів (МСЕ) застосовується в наступних випадках:

- стаціонарні завдання, які допомагають визначити поширення теплопередачі, дифузії або розподіл електродинаміки, різні завдання теорії електричного поля;
- застосовують в гідромеханіці, наприклад, рух рідин в різному середовищі;
- принципи в механіці і міцності різних конструкцій, а саме при проектуванні літальних апаратів, просторових оболонок;
- застосовується в прикладній математиці, наприклад, при вирішенні інтегральних рівнянь різних типів (лінійних і нелінійних). Найбільш яскравий приклад - це завдання Фредгольма і Вольтерра (другого роду);
- визначення повзучості, жорсткості і т.д. при розрахунку конструкцій різного роду.

У даного методу, незважаючи на його відносну складність, є ряд переваг, які відмінно демонструють себе при вирішенні реальних завдань. Зокрема:

1. Довільна форма для оброблюваної сфери.
2. Якщо не потрібна висока точність в певних розділах, то сітки в тих місцях можна зробити більш рідкісними.

Деякий час розрахунок МСЕ не користувався особливою популярністю. І пов'язано це було з тим, що були відсутні алгоритми, що дозволяють автоматично розбивати області без особливих погіршень у вигляді майже рівносторонніх трикутників. Однак завдяки застосуванню тріангуляції Делоне, цей недолік швидко усунули.

2.1.5 Обробка результатів

Якість одержуваного рішення може залежати від форми кінцевих елементів. Найкращі результати кінцево-елементного моделювання досягаються, якщо елементи (тетраєдри і трикутники), що утворюють сіткову модель, близькі за формою до рівностороннім. Особливо це справедливо для тетраедральних елементів. Навпаки, якщо сіткова модель містить елементи, у яких ребра, що утворюють елемент мають сильно відрізняються розміри, результати моделювання можуть мати недостатню точність. У цьому випадку, бажано, використовуючи параметри налаштувань генератора звичайно-елементних сіток, домогтися зменшення кількості подібних елементів.

2.2 Процес створення математичної моделі та методи розрахунку

Гемар - це програмне середовище для вирішення завдань інженерного аналізу, що дозволяє створювати кінцево-елементні моделі складних виробів і систем і аналізувати отримані результати. Гемар дає можливість моделювати компоненти, вузли та системи і допомагає чітко уявити картину поведінки досліджуваної конструкції.

За допомогою інструментів чисельного моделювання Гемар є можливість:

- Заздалегідь оцінити і поліпшити експлуатаційні характеристики і якість виробу
- Скоротити часові та фінансові витрати на створення і випробування фізичних прототипів
- Порівняти різні варіанти геометрії конструкції і використовуваних матеріалів
- Оптимізувати конструкцію і знизити витрату матеріалів

2.2.1 Незалежність від CAD-систем

Гемар не залежить від застосовуваних CAD-систем і дозволяє імпортувати геометрію з більшості систем автоматизованого проектування, таких, як CATIA, NX, SolidWorks і AutoCAD. Імпортувавши геометрію, потрібно підготувати модель для аналізу, використовуючи спеціальні інструменти для виявлення і відображення потенційно проблемних елементів, наприклад, вузьких поверхонь. Гемар також включає в себе широкий спектр інструментів по створенню і редагуванню геометрії, за допомогою яких можна внести всі необхідні зміни в вихідну геометрію при підготовці до створення кінцево-елементної моделі.

2.2.2 Створення скінченно-елементних моделей

Гемар включає в себе наступні спеціальні можливості для спрощення завдання побудови скінченно-елементної моделі:

- Створення серединної поверхні для побудови розрахункових моделей тонкостінних конструкцій і поліпшення якості оболонкових моделей
- Моделювання зварювання, що дозволяє об'єднувати окремі деталі в єдину модель
- Створення полів даних, які дозволяють нам ставити комплексні умови навантаження, ґрунтуючись на результатах попереднього аналізу

2.2.3 Побудова скінченно-елементної сітки

Генератори сіток Гемар завдяки наявності великої бібліотеки скінченних елементів потрібної форми дозволяють створювати КЕ сітки високої якості і отримувати точні результати рішення. Гемар дає можливість повністю контролювати всі параметри генерації сітки, такі, як крок сітки, створення сітки для малих деталей, коефіцієнти наростання. При складній геометрії часто потрібна модифікація сітки в тих її областях, де потрібна особлива точність розрахунку. Інструменти панелі Meshing Toolbox програмного продукту Гемар

дозволять нам зробити таке моделювання, змінюючи параметри кроку сітки в вихідній моделі в інтерактивному режимі; при цьому сітка оновиться автоматично. Крім того, модифікуючи сітку, за допомогою графічної шкали можна відразу ж аналізувати якість створюваних кінцевих елементів, щоб переконатися, створювана кінцево-елементна модель задовольняє критеріям якості.

2.2.4 Моделювання складання

Система Femap with NX Nastran дозволяє робити моделювання та аналіз складання, в тому числі надає інструмент автоматичного виявлення контактуючих тіл. Контактні поверхні можна задати як безпосередньо контактні (з / без тертя) або склеєні між собою. Контактні пари, що беруть участь в розрахунку за допомогою NX Nastran оновлюються в ході рішення з урахуванням деформацій, що виникають при реальному контактній взаємодії. Є й інші технології моделювання з'єднань в збірках: точкове зварювання, кріплення і болтові з'єднання з можливістю задати попередню натяжку.

2.2.5 Моделювання композитів

За останні кілька років використання композитних матеріалів у конструюванні істотно зросла. За допомогою редактора і засобів відображення композитів в Femap можна змінювати властивості композитних матеріалів, наприклад, за допомогою створення або редагування властивостей окремих шарів. Також доступний постпроцесінг результатів аналізу композитних матеріалів за допомогою інструменту Femap global composite ply, який дозволяє відображати результати в нерозривних шарах конструкції.

2.2.6 Постпроцесінг

Великі можливості візуалізації допомагають швидко обробити результати розрахунку, що дозволяє чітко уявити картину поведінки модельованої

конструкції. Стало можливо отримати всі необхідні інструменти для перегляду та обробки результатів, такі як:

- Відображення розподілів у вигляді контурних малюнків
- Висновок анімації деформованих форм
- Висновок динамічних площин перетину
- Діаграми і графіки
- Силові схеми і висновок балансу сил
- Анімації в часі або в залежності від частоти

Повний доступ до числових даних надається через панель табличного представлення, яку можна використовувати для збору, упорядкування і контролю кількості та типу даних для виведення і подальшого складання аналітичного звіту [11].

2.2.7 Побудова моделі та проведення експерименту

Для проведення дослідження в середовищі Femap побудуємо модель з'єднання: фрагмент обшивки з композиційного матеріалу, фрагмент стрингера зі сплаву алюмінію і три заклепки. Всі елементи створені окремо і поєднані в складання.

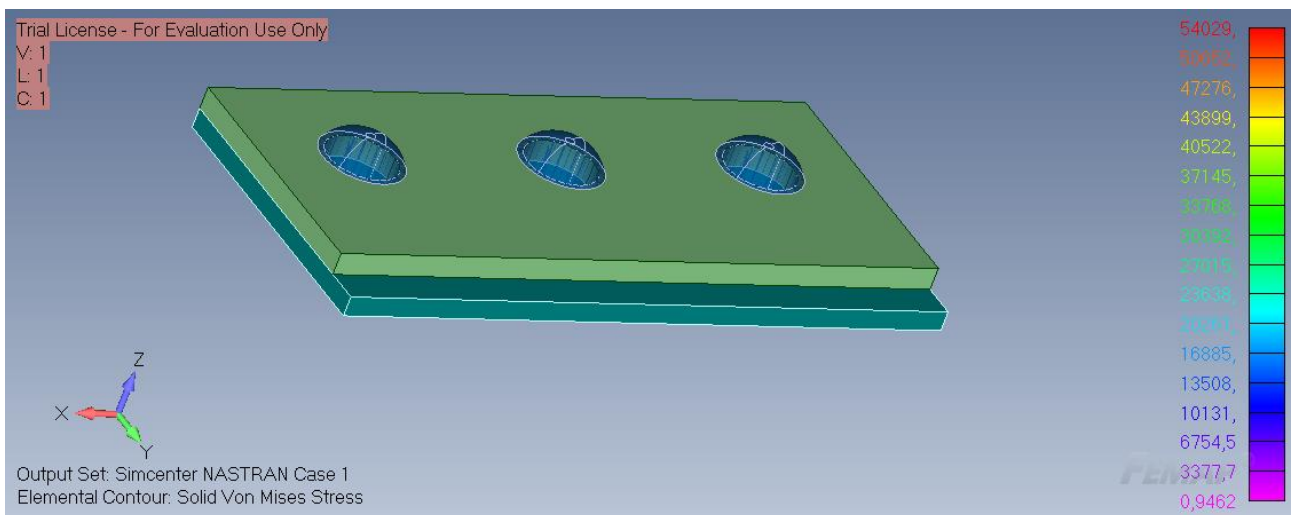


Рис. 2.3 Модель фрагменту з'єднання фюзеляжу та стрингера за допомогою заклепок

Задаємо точки контакту деталей в складанні (рис. 2.6), а саме контакт: листа з КМ і стрингера, нижньої частини головки заклепки з верхньою частиною листа обшивки, нижньої частини стрингера та розклепаної частини заклепки. Також задаємо граничні умови: в даному випадку жорстке закріплення нижньої пластини (стрингера). Вхідні дані для побудови моделі з'єднання представлені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1. Вихідні дані

Вхідні дані	
Діаметр заклепки	6 мм
Товщина листа	1,6 мм
Товщина пакета	3,2 мм
Тип посадки	3 зазором
Кількість заклепок	3

Задаємо матеріал для кожної деталі окремо, всі дані були взяті з довідкових джерел та занесені в таблицю 2.2. В першому стовпчику позначено властивості

для обшивки – композит ВКУ-25[12], в другому для стрингера – алюміній 7075-T6[13] (аналог В95), в третьому для заклепок – алюміній 2024-T4[14] (аналог Д16).

Таблиця 2.2. Властивості з'єднаних матеріалів

Властивості, при 20 ° С	Матеріал		
	ВКУ-25	7075-T6	2024-T4
Межа міцності при розтягуванні, МПа	2180	560	450
Модуль пружності при розтягуванні, ГПа	135	74	72
Межа міцності при стисненні, МПа	1190	540	430
Модуль пружності при стисканні, ГПа	115	71,7	69,8
Максимальна робоча температура, ° С	120	140	100

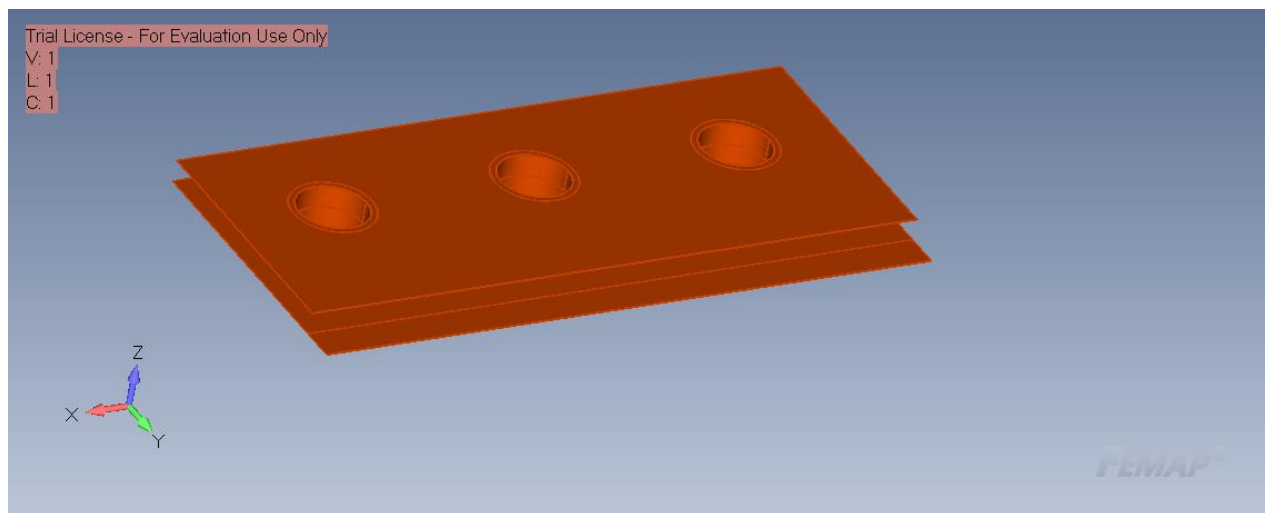


Рис. 2.4 Зображення утворених контактних пар

Після створення складання накладаємо скінченно-елементну сітку. Спочатку задається глобальний розмір сітки, потім визначаються матеріали і властивості скінченних елементів. Після цього створюємо граничну поверхню і розбиваємо її на осесиметричні елементи. Першим кроком в процесі створення

сітки задається глобальний розмір елементів, а потім потрібно переглянути кожен елемент, щоб переконатися, що розмір сітки підходить для даної геометрії.

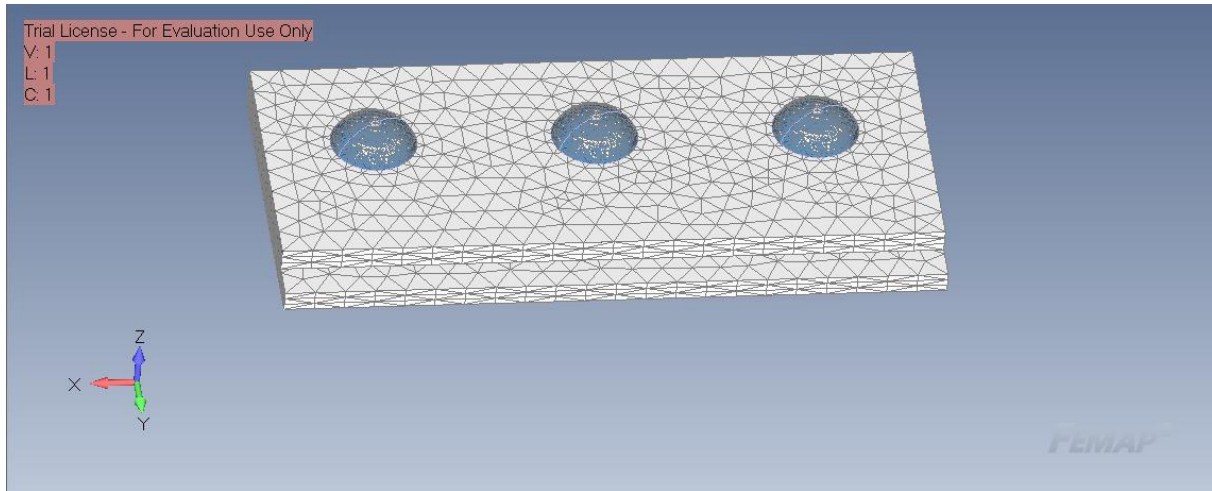


Рис. 2.5 Сітка скінченних елементів, накладена на складання

В поперечному перерізі пластини сітка скінченних елементів має містити 4 або 5 елементів, адже відповідно до дослідження, проведеного в [15], моделювання з меншою кількістю елементів сітки не відповідає результатам лабораторних експериментів, а збільшення кількості елементів сітки (тобто більше 5) не призводить до підвищення точності. Нижня частина стрингера закріплена жорстко, бокові стінки обмежені на кручення (рис. 2.6), верхня частину заклепки (головка) закріплена жорстко (рис. 2.7)

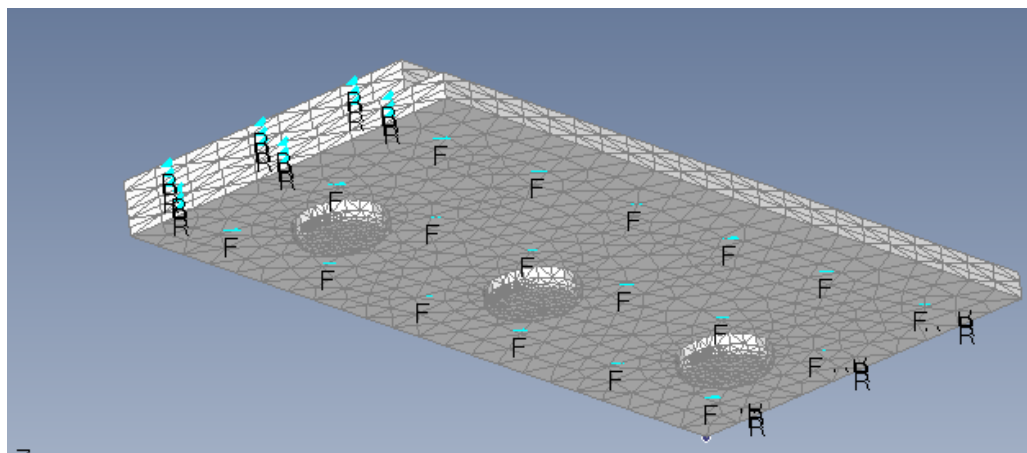


Рис. 2.6 Нижня частина стрингера

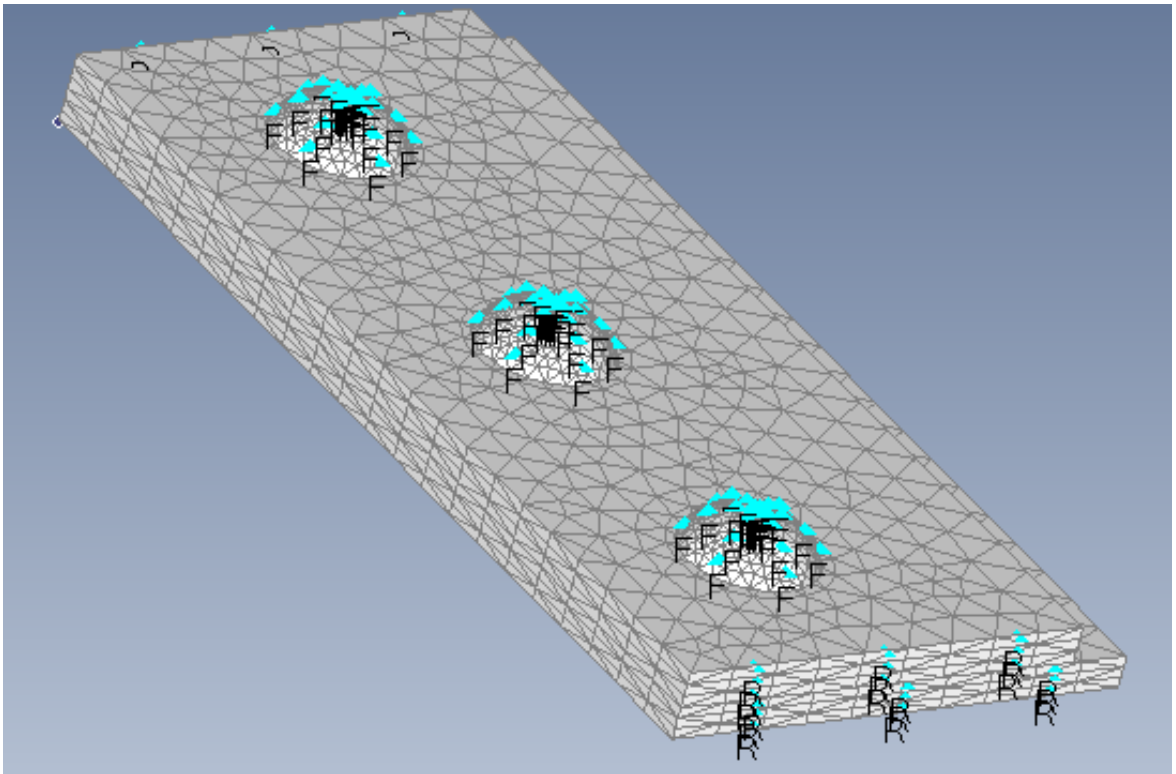


Рис. 2.7 верхня частина заклепки

Тепер задаємо сумарне значення навантаження для кожної заклепки по осі Z (рис. 2.8).

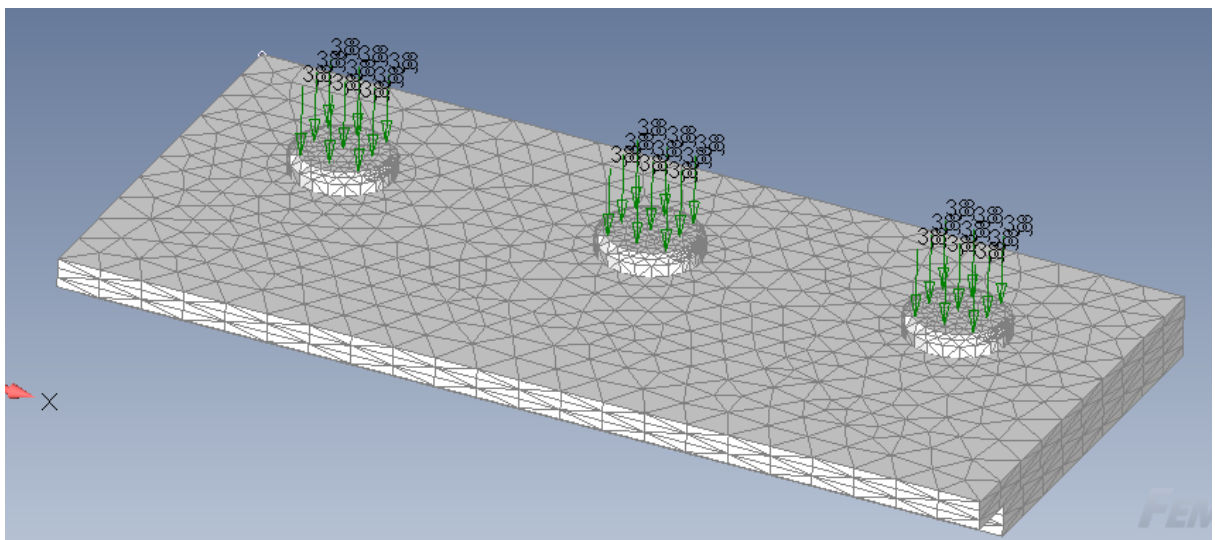


Рис. 2.8 Накладена сила на заклепки

Аналіз розподілу залишкових напружень для експерименту номер 2 представлено на рис. 2.9 та 2.10.

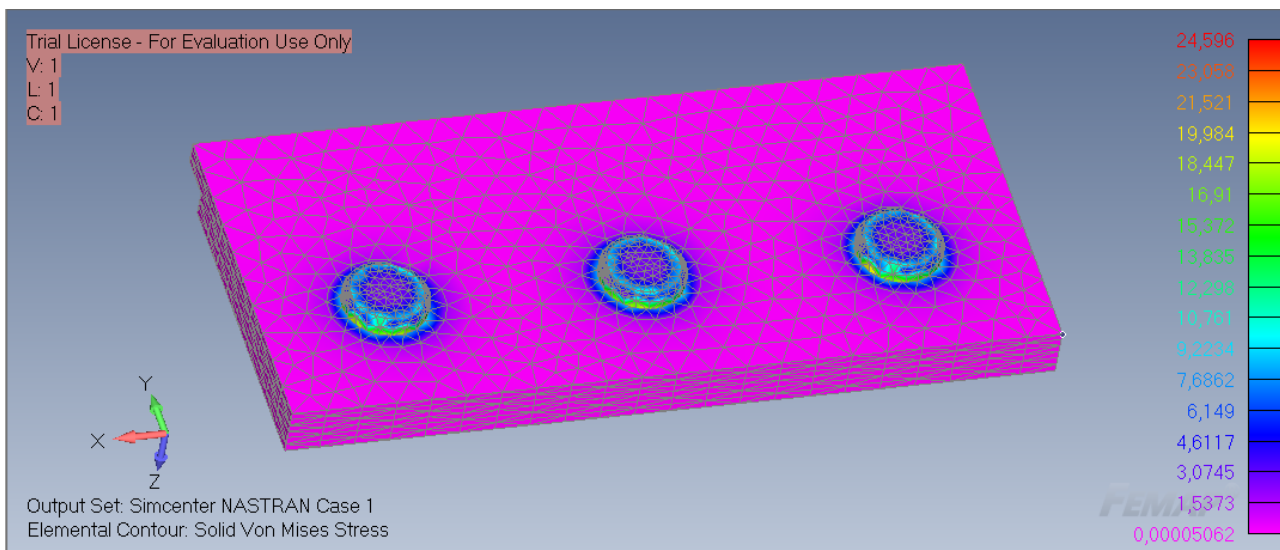


Рис. 2.9 Нижня частина стрингера після аналізу

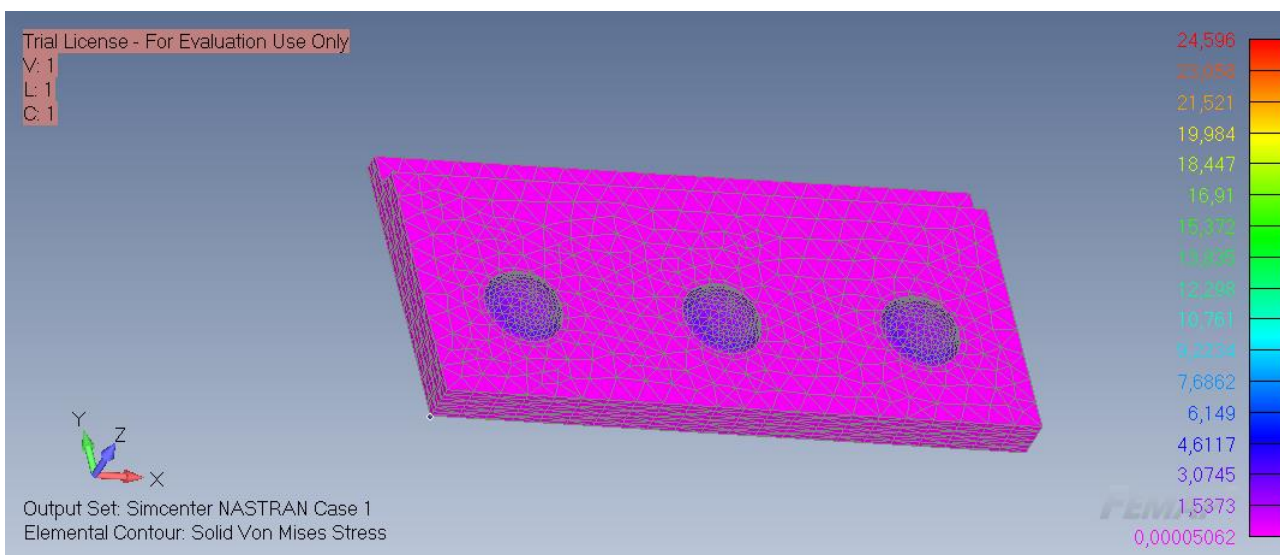


Рис.2.10 Верхня частина обшивки після аналізу

Під час проведення експерименту модель будувалась за однаковим принципом, змінювались 3 обрані фактори: відстань між заклепками, відстань від краю листа до заклепкового шва та навантаження заклепки.

2.3 Висновки по розділу, отримані результати

Для проведення дослідження впливу конструктивних та технологічних факторів на залишкові напруження та зазор в з'єднанні обрано моделювання методом скінченних елементів.

В середовищі Femap побудовано скінченно-елементу модель з'єднання фрагменту обшивки з композиційного матеріалу та стрингера зі сплаву алюмінію за допомогою алюмінієвої заклепки. Зусилля клепання представлене як навантаження на заклепку.

На основі побудованої моделі було проведено серію експериментів моделювання зі змінними вхідними параметрами – відстанню між заклепками, відстанню до краю листа і зусиллям клепання. В результаті кожної ітерації визначались залишкові напруження та зазор в з'єднанні. План експерименту та обробка результатів представлені в розділі 3.

РОЗДІЛ 3

Планування, проведення і оброблення результатів експерименту

3.1 План експерименту

Для дослідження впливу технологічних та конструктивних параметрів заклепкового з'єднання використані методи регресійного аналізу та планування експерименту. Для отримання багатofакторних статистичних моделей був використаний план повного факторного експерименту $3^3//27$: 3 фактори варіюються на 3х рівнях, всього 27 дослідів. Досліди не повторювались, оскільки для їх проведення використовувався метод моделювання за допомогою програмного забезпечення.

Досліджувались характеристики, які відповідно до попередніх досліджень впливають на якість з'єднання, утвореного в процесі складання: y_1 – залишкові напруження після утворення з'єднання в обшивці (МПа); y_2 – залишкові напруження в стрингері (МПа); y_3 – зазор між стрингером і обшивкою після утворення з'єднання (мм).

Перший фактор a – відстань від заклепки до краю листа (рис. 3.1). Відповідно до рекомендацій з конструювання заклепкових швів [19] відстань між заклепками повинна бути в межах від $1,5a$ до $2a$. Перший фактор змінюється на трьох рівнях: 9 мм, 10,5 мм, 12 мм.

Другий фактор t – відстань між заклепками (крок заклепкового шва, рис. 3.1). Відомо [19], що вона має бути більшою або дорівнювати $3d$, де d – діаметр заклепки, тобто відстань має бути не меншою 18 мм. Другий фактор змінюється на трьох рівнях: 18 мм, 20 мм, 25 мм.

Третій фактор P – зусилля клепання, яке відповідно до рекомендацій [18] для заклепки діаметром 6мм повинно дорівнювати 38 кН. Третій фактор змінюється на 3х рівнях: 33 кН; 38 кН; 43кН.

Робоча матриця та результати експериментів представлені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 Робоча матриця та результати експериментів

Фактори				Функції		
Теоретичні значення рівнів варіювання факторів	Натуральне позначення факторів			Натуральне позначення функцій		
	a	t	P	σ_1	σ_2	h
	Формалізоване позначення факторів та натуральне значення їх рівнів			Формалізоване позначення функцій		
	X_1	X_2	X_3	y_1	y_2	y_3
0	9	18	33	-	-	-
1	10,5	24	38	-	-	-
2	12	30	43	-	-	-
Дослід 1	9	18	33	13,95	16,28	0,0052
2	9	18	38	14,08	16,37	0,0049
3	9	18	43	14,14	16,41	0,0051
4	9	24	33	14,23	16,55	0,0055
5	9	24	38	14,41	16,64	0,0056
6	9	24	43	14,42	16,73	0,0059
7	9	30	33	14,52	16,90	0,0061
8	9	30	38	14,61	16,91	0,0064
9	9	30	43	14,78	17,01	0,0066
10	10,5	18	33	14,80	17,09	0,0069
11	10,5	18	38	14,90	17,18	0,0071
12	10,5	18	43	14,99	17,22	0,0074
13	10,5	24	33	15,12	17,36	0,0078
14	10,5	24	38	15,18	17,45	0,0079
15	10,5	24		15,28	17,61	0,0081
16	10,5	30	33	15,37	17,63	0,0082
17	10,5	30	38	15,42	17,72	0,0086
18	10,5	30	43	15,56	17,81	0,0089
19	12	18	33	15,66	17,92	0,0091

20	12	18	38	15,75	17,99	0,0094
21	12	18	43	15,85	18,08	0,0096
22	12	24	33	15,98	18,17	0,0097
23	12	24	38	16,04	18,26	0,0101
24	12	24	43	16,13	18,38	0,0104
25	12	30	33	16,22	18,44	0,0105
26	12	30	38	16,38	18,53	0,0109
27	12	30	43	16,41	18,67	0,0111

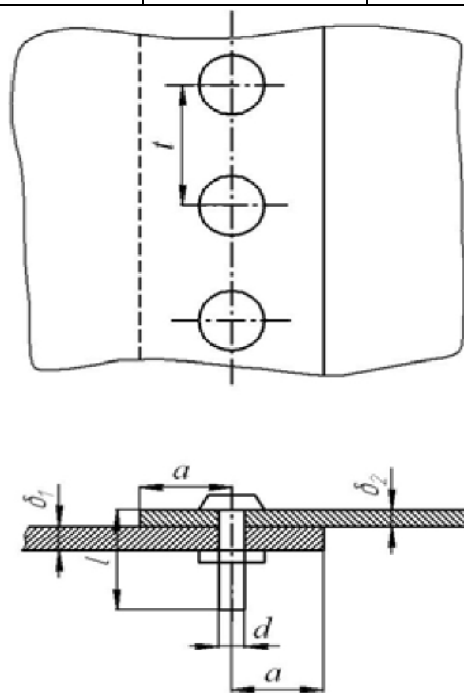


Рис. 3.1 Натуральне позначення факторів на малюнку.

3.2 Обробка результатів експерименту

Обробка результатів експерименту і побудова моделей виконана за допомогою програми ПС ПРИАМ [20].

3.2.1 Залишкові напруження в обшивці після утворення з'єднання

Для параметра y_1 отримана наступна залежність:

$$y_1 = 15,1919 + 0,848889x_1 + 0,286111x_2 + 0,0950001x_3 - 0,0294441x_1z_2z_3, \text{ де:}$$

$$x_1 = 0,666667 \cdot (X_1 - 10,5);$$

$$z_1 = 1,5 \cdot ((x_1^2) - 0,666667);$$

$$x_2 = 0,166667 \cdot (X_2 - 24);$$

$$z_2 = 1,5 \cdot ((x_2^2) - 0,666667);$$

$$x_3 = 0,2 \cdot (X_3 - 38);$$

$$z_3 = 1,5 \cdot ((x_3^2) - 0,666667);$$

X_1 – Відстань від заклепки до краю листа, а, мм, рівні: 9; 10,5; 12;

X_2 – Відстань між заклепками, t, мм, рівні: 18; 24; 30;

X_3 – Навантаження заклепки, кН, рівні: 33, 38, 43.

Отримана модель адекватна, інформативна та стійка як структурно так і обчислювально, що видно зі статистичних характеристик, наведених в табл. 3.2

Табл. 3.2 Статистичні характеристики моделі y_1

Параметри статистичного аналізу		Умовні позначення	Значення параметрів
Перевірка гіпотези про відтворюваності результатів експерименту	Дисперсія відтворюваності	$S_{\text{восп}}^2$	0,00369268
	Середньоквадратичне відхилення	$S_{\text{восп}}$	0,060767425
	Число ступенів свободи для дисперсії відтворюваності	$f_{\text{восп1}}$	4
		$f_{\text{восп2}}$	22
	Рівень значущості	α	0,05
Перевірка гіпотези про адекватність моделі	Експериментальне значення F - критерію	$F_{\text{експ}}$	2,81671
	Критичне значення F критерію	$F_{\text{крит}}$	1,27949
	Середньоквадратичне відхилення	$f_{\text{ад1}}$	4
		$f_{\text{ад2}}$	22

Аналіз отриманої моделі на інформативність	Рівень значущості	α	0,05
	Адекватність моделі	Адекватна	
	Коефіцієнт множинної кореляції	R	0,999279
	Число ступенів свободи для коефіцієнтів моделі	$f_{k'}$	4
	Число ступенів свободи для залишкової суми квадратів	$F_{\text{залишокR}}$	22
	Табличне значення F - критерія для інформативності	$F_{\text{крит}}$	2,81671
	Рівень значущості	α	0,05
	Критерій Боксу і Веца	γ	41
	Інформативність моделі	Дуже висока	
Середнє абсолютних величин абсолютних охибок апроксимації		$ \bar{e}_{\text{абс}} $	0,0184671
Середнє абсолютних величин відносних охибок апроксимації, %		$Q_{\hat{y}}$	0,122065

Моделі мають високі статистичні характеристики. В таблиці 3.3 показані статистичні характеристики. З одного боку незначущість t-статистики Стюдента

означає, що один або більше параметрів статистично не дуже відрізняється від нуля.

З іншого боку, якщо значення R^2 велике, ми приймаємо F – критерій Фішера який відкидає нульову гіпотезу.

Табл. 3.3

Номер коеф.	Коеф. регресії	Стандарт. похибка коеф. регресії	Розрах. t значення	Частка участі
x_1	0,8489	0,0117	59,2675	0,8869
x_2	0,2861	0,0117	19,9756	0,1007
x_3	0,0950	0,0117	63,6327	0,0111
$x_1z_2z_3$	-0,0294	0,0117	1,0786	0,0003

Одна з передумов застосування методу найменших квадратів до оцінювання параметрів лінійних багатofакторних моделей – відсутність лінійних зв'язків між незалежними змінними моделі. Вибрана матриця повного факторного експерименту забезпечує ортогональність всіх можливих ефектів. Таблиця 3.4 показує мультиколінеарність моделі.

Табл. 3.4

Номер регресора.	Мах коеф. Кореляції	З яким регресором	Коеф. Кореляції з відгуком
x_1	0	з усіма	0,941738
x_2	0	з усіма	0,317405
x_3	0	з усіма	0,105391
$x_1z_2z_3$	0	з усіма	0,016332

Як видно з табл. 3.4 модель забезпечує високу точність опису.

Таблиця 3.4 залишків (по навчальній матриці)

Номер	Відгук по експерименту	Відгук по моделі	Залишок	Процент відхилення
1	13,95	13,9692	-0,0192131	-0,137728
2	14,08	14,0421	0,0378701	0,268964
3	14,14	14,1592	-0,0192126	-0,135874
4	14,23	14,2332	-0,0037241	-0,022778
5	14,41	14,3724	0,0375928	0,26088
6	14,42	14,4232	-0,0032409	-0,022475
7	14,52	14,5414	-0,0214345	-0,14762
8	14,61	14,6144	-0,0043523	-0,02979
9	14,78	14,7314	0,0485647	0,328584
10	14,80	14,8107	-0,0107405	-0,072571
11	14,90	14,9057	-0,0057411	-0,038531
12	14,99	15,0007	-0,010741	-0,071655
13	15,12	15,0969	0,0231482	0,153096
14	15,18	15,1919	-0,0118515	-0,078073
15	15,28	15,2869	-0,0068521	-0,448435
16	15,37	15,3830	-0,0129629	-0,084339
17	15,42	15,4780	-0,0579627	-0,375893
18	15,56	15,5730	-0,0129624	-0,083306
19	15,66	15,6523	0,0077314	0,04937
20	15,75	15,7694	-0,0193516	-0,122867
21	15,85	15,8423	0,0077318	0,048781
22	15,98	15,9605	0,019537	0,122259

23	16,04	16,0113	0,0287044	0,178955
24	16,13	16,1505	-0,0204635	0,126866
25	16,22	16,2245	-0,0044912	0,027689
26	16,38	16,3416	0,0384255	0,234588
27	16,41	16,4145	-0,0044908	-0,027366

Домінуючими є лінійні залежності, як ми можемо бачити з маргінальних поверхонь відгуку моделі на рис 3.1 та 3.2

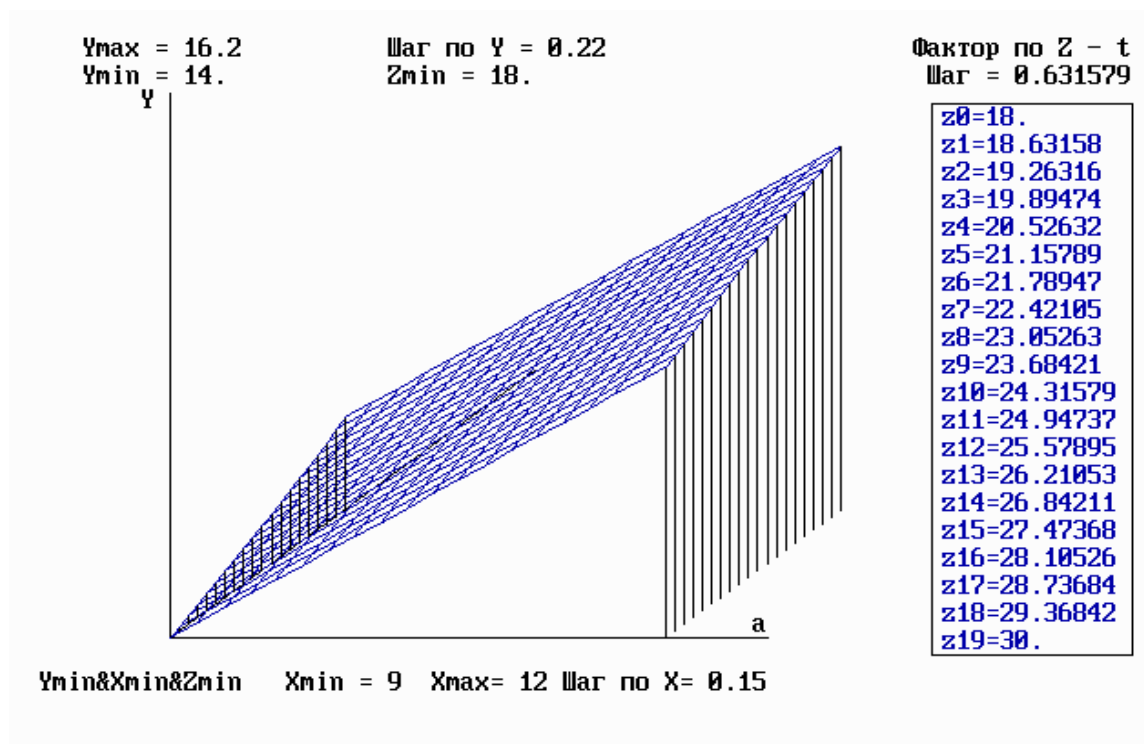


Рис 3.1 Маргінальна поверхня відгуку відстані від заклепки до краю при P=33

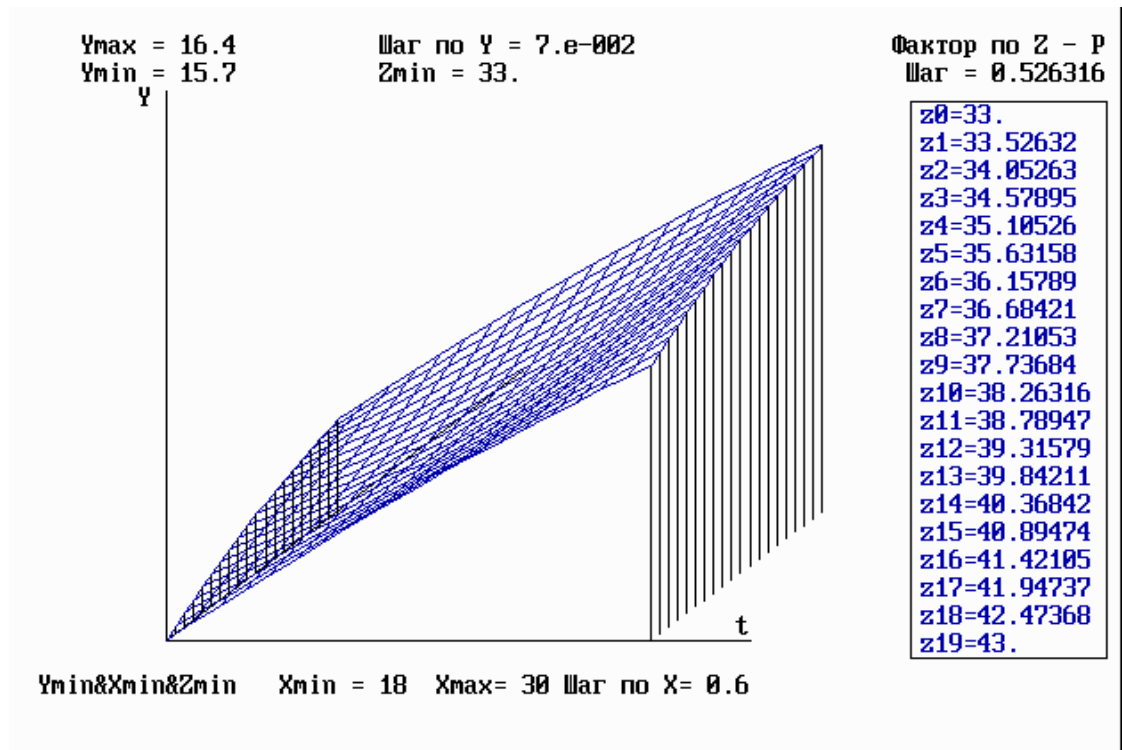


Рис 3.2 Маргінальна поверхня відгуку для відстані між заклепками при $a = 12$

Функції побудови часткових рівнянь регресії при $a = 9$ зображені на рис 3.3.

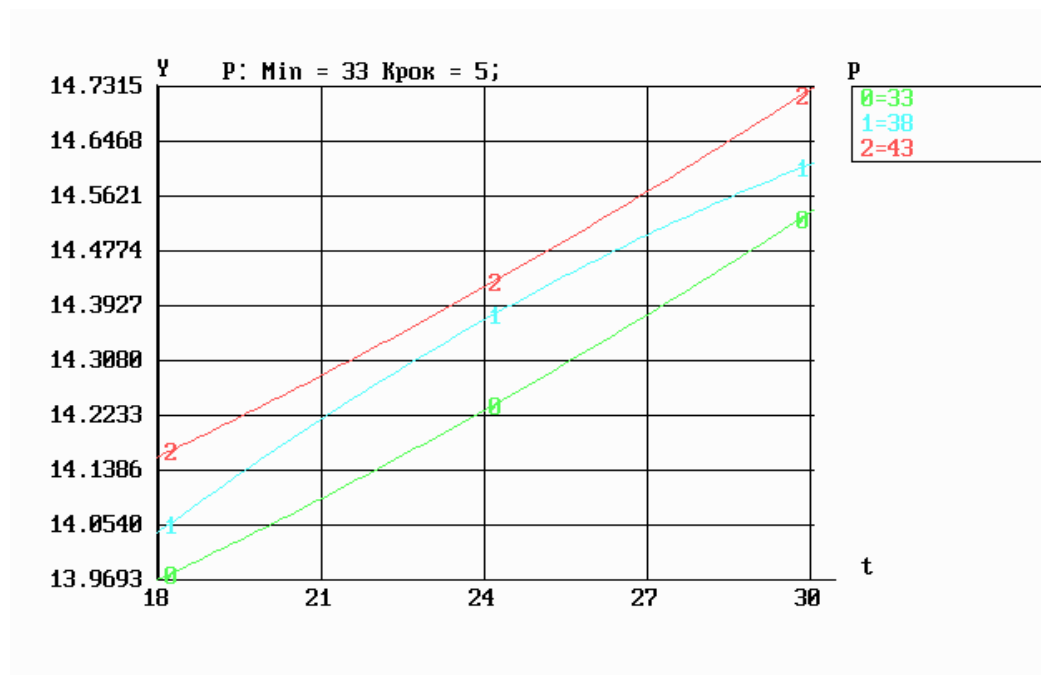


Рис 3.3 Загальний вид функції побудови часткових рівнянь регресії для X_2

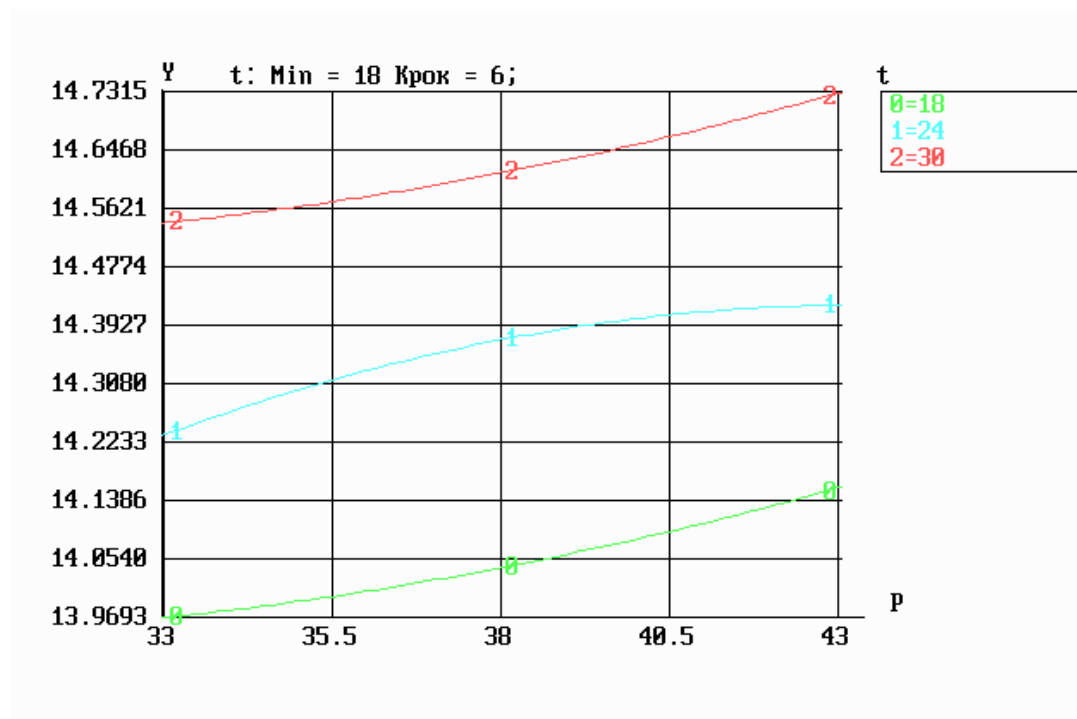


Рис 3.4 Загальний вид функції побудови часткових рівнянь регресії для X3

3.2.2 Залишкові напруження в стрингері

Для параметра y_2 отримана наступна залежність:

$$y_2 = 17,4559 + 0,813333x_1 + 0,282222x_2 + 0,0877777x_3 - 0,0188889z_2x_3 + 0,0149999x_1x_3, \text{ де:}$$

$$x_1 = 0,666667 \cdot (X_1 - 10,5);$$

$$z_1 = 1,5 \cdot ((x_1^2) - 0,666667);$$

$$x_2 = 0,166667 \cdot (X_2 - 24);$$

$$z_2 = 1,5 \cdot ((x_2^2) - 0,666667);$$

$$x_3 = 0,2 \cdot (X_3 - 38);$$

$$z_3 = 1,5 \cdot ((x_3^2) - 0,666667);$$

X_1 – Відстань від заклепки до краю листа, а, мм, рівні: 9; 10,5; 12;

X_2 – Відстань між заклепками, t, мм, рівні: 18; 24; 30;

X_3 – Навантаження заклепки, кН, рівні: 33, 38, 43.

Отримана модель адекватна, інформативна та стійка як структурно так і обчислювально, що видно зі статистичних характеристик, наведених в табл. 3.5.

Табл. 3.5

Параметри статистичного аналізу		Умовні позначення	Значення параметрів
Перевірка гіпотези про відтворюваність результатів експерименту	Дисперсія відтворюваності	$s_{\text{восп}}^2$	0,00274238
	Середньоквадратичне відхилення	$s_{\text{восп}}$	0,05236773
	Число ступенів свободи для дисперсії відтворюваності	$f_{\text{восп1}}$	5
		$f_{\text{восп2}}$	21
	Рівень значущості	α	0,05
Перевірка гіпотези про адекватність моделі	Експериментальне значення F - критерію	$F_{\text{експ}}$	2,68478
	Критичне значення F критерію	$F_{\text{крит}}$	1,324
	Число ступенів свободи для адекватності	$f_{\text{ад1}}$	5
		$f_{\text{ад2}}$	21
	Рівень значущості	α	0,05
	Адекватність моделі	Адекватна	
Аналіз отриманої	Коефіцієнт множинної кореляції	R	0,999516

	Число ступенів свободи для коефіцієнтів моделі	$f_{k'}$	5
	Число ступенів свободи для залишкової суми квадратів	$F_{\text{залишокR}}$	21
	Табличне значення F - критерія для інформативності	$F^{\text{крит}}$	2,68478
	Рівень значущості	α	0,05
	Критерій Боксу і Веца	γ	41
	Інформативність моделі	Дуже висока	
Середнє абсолютних величин абсолютних похибок апроксимації		$ \bar{e}_{\text{mod}} $	0,0156517
Середнє абсолютних величин відносних похибок апроксимації, %		$Q_{\hat{y}}$	0,0893589

Моделі мають високі статистичні характеристики. В таблиці 3.6 показані статистичні характеристики. З одного боку незначущість t-статистики Стюдента означає, що один або більше параметрів статистично не дуже відрізняється від нуля.

З іншого боку, якщо значення R^2 велике, ми приймаємо F – критерій Фішера який відкидає нульову гіпотезу.

Табл. 3.6

Номер коеф.	Коеф. регресії	Стандарт. похибка коеф. регресії	Розрах t значення	Частка знач
x1	0,8133	0,0101	65,8932	0,8823
x2	0,2822	0,0101	22,8646	0,1062
x3	0,0878	0,0101	7,1114	0,0103
z2x3	-0,0189	0,0101	1,0821	0,0002
x1x3	0,0150	0,0101	0,0992	0,0002

Одна з передумов застосування методу найменших квадратів до оцінювання параметрів лінійних багатofакторних моделей – відсутність лінійних зв'язків між незалежними змінними моделі. Якщо такі зв'язки існують, то це явище називають мультиколінеарністю. Таблиця 3.7 показує мультиколінеарність моделі.

Табл. 3.7

Номер регресора.	Мах коеф. Кореляції	З яким регресором	Коеф. Кореляції з відгуком
x1	0	з усіма	0,939301
x2	0	з усіма	0,325932
x3	0	з усіма	0,101372
z2z3	0	з усіма	0,015425
x1x3	0	з усіма	0,01414

Таблиця 3.8 залишків (по навчальній матриці)

Номер	Відгук по експерименту	Відгук по моделі	Залишок	Процент відхилення
1	16,28	16,2970	-0,0170363	-0,104646
2	16,37	16,3604	0,0096305	0,058830
3	16,41	16,4237	-0,0137039	-0,083509
4	16,55	16,5509	-0,0009266	-0,005599
5	16,64	16,6426	-0,0025931	-0,015584
6	16,73	16,7343	-0,0042597	-0,025461
7	16,90	16,8615	0,0385184	0,227919
8	16,91	16,9248	-0,0148148	-0,087610
9	17,01	16,9881	0,0218523	0,128467
10	17,09	17,0954	-0,0053704	-0,031424
11	17,18	17,1737	0,0062965	0,036650
12	17,22	17,2520	-0,0320377	-0,186049
13	17,36	17,3493	0,0107413	0,061874
14	17,45	17,4559	-0,0059251	-0,033955
15	17,61	17,5626	0,0474081	0,269211
16	17,63	17,6598	-0,0298156	-0,169119
17	17,72	17,7381	-0,0181487	-0,102419
18	17,81	17,8165	0,0064818	-0,036394
19	17,92	17,8937	0,0262960	0,146741
20	17,99	17,9870	0,0029626	0,016468
21	18,08	18,0804	-0,0003704	-0,002048
22	18,17	18,1476	0,0224072	0,143320
23	18,26	18,2693	-0,0092591	-0,050707

24	18,38	18,3909	-0,0109266	-0,059448
25	18,44	18,4581	-0,0181478	-0,098415
26	18,53	18,5515	-0,0214807	-0,115924
27	18,67	18,6448	0,0251856	0,134899

Домінуючими є лінійні залежності, як ми можемо бачити з відповідних характеристик для нашої моделі на рис 3.5 та 3.6

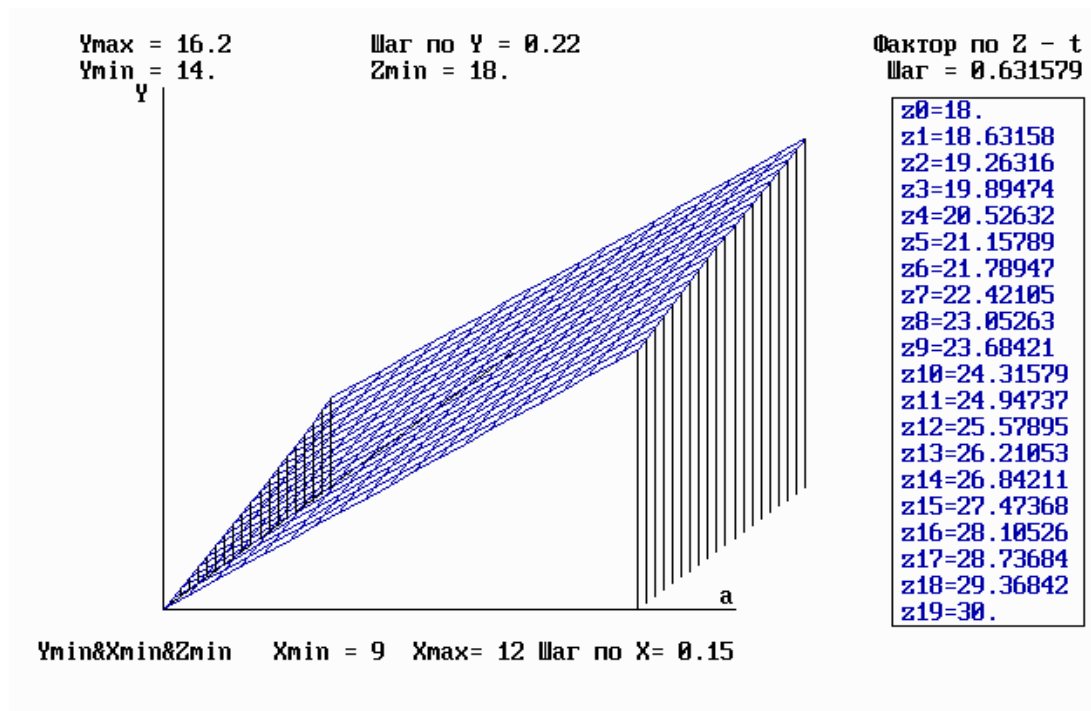


Рис 3.5 Маргінальна поверхня відгуку відстані від заклепки до краю при P=33

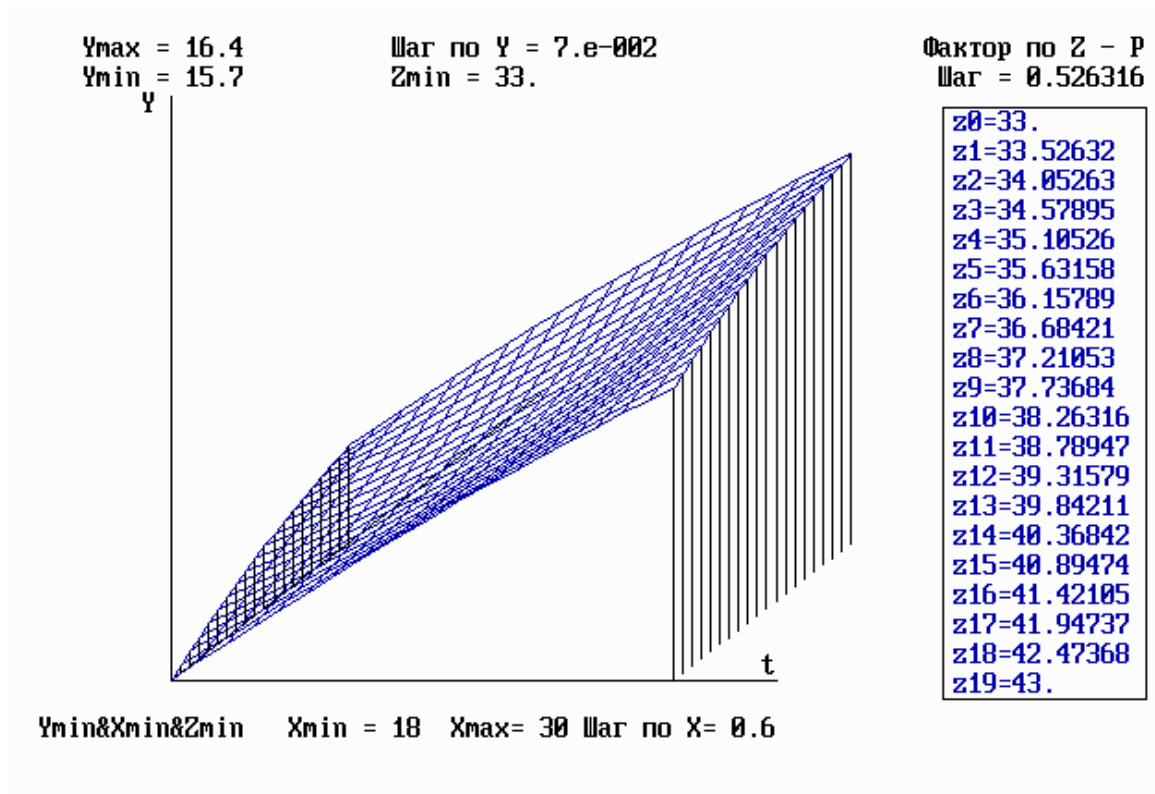


Рис 3.6 Маргінальна поверхня відгуку для відстані між заклепками при $a = 12$

Тепер проведемо регресійний аналіз. Функції побудови часткових рівнянь регресії при $a = 12$ зображені на рис 3.7. регресійний аналіз не можна використовувати для знаходження зв'язку між змінними, так як наявність такого зв'язку і є передумова для застосування регресійного аналізу.

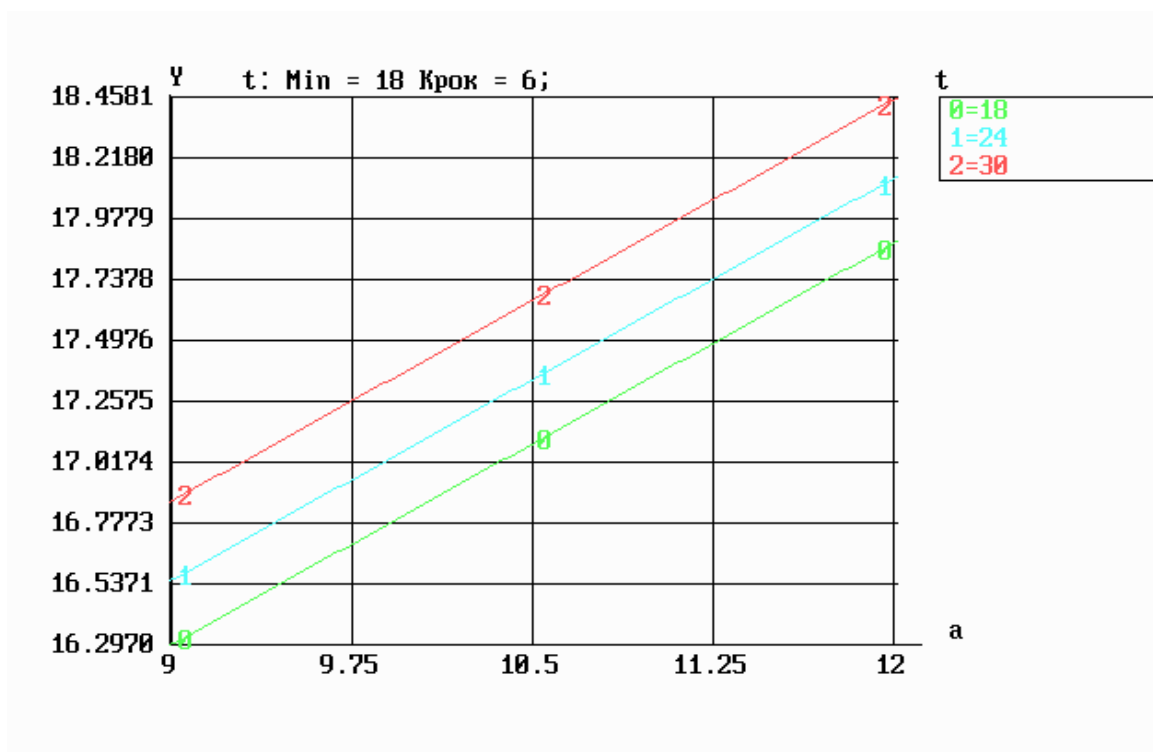


Рис 3.7 Загальний вид функції побудови часткових рівнянь регресії при $P = 33$

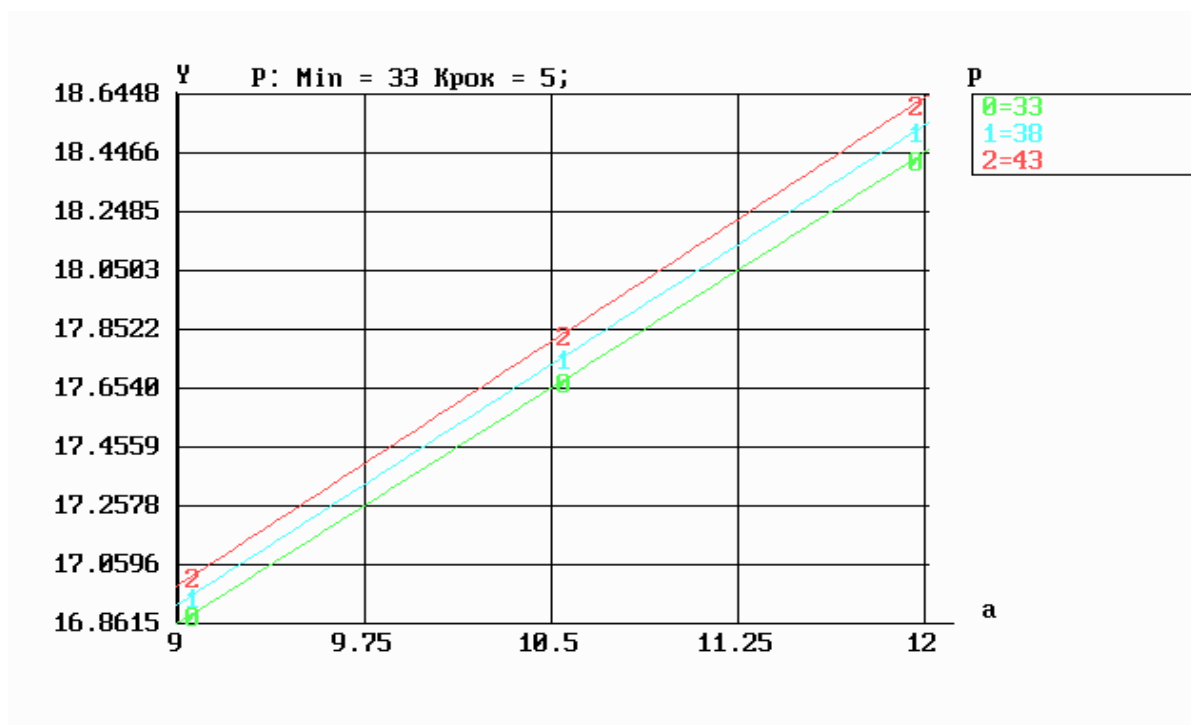


Рис 3.8 Загальний вид функції побудови часткових рівнянь регресії при $t = 30$

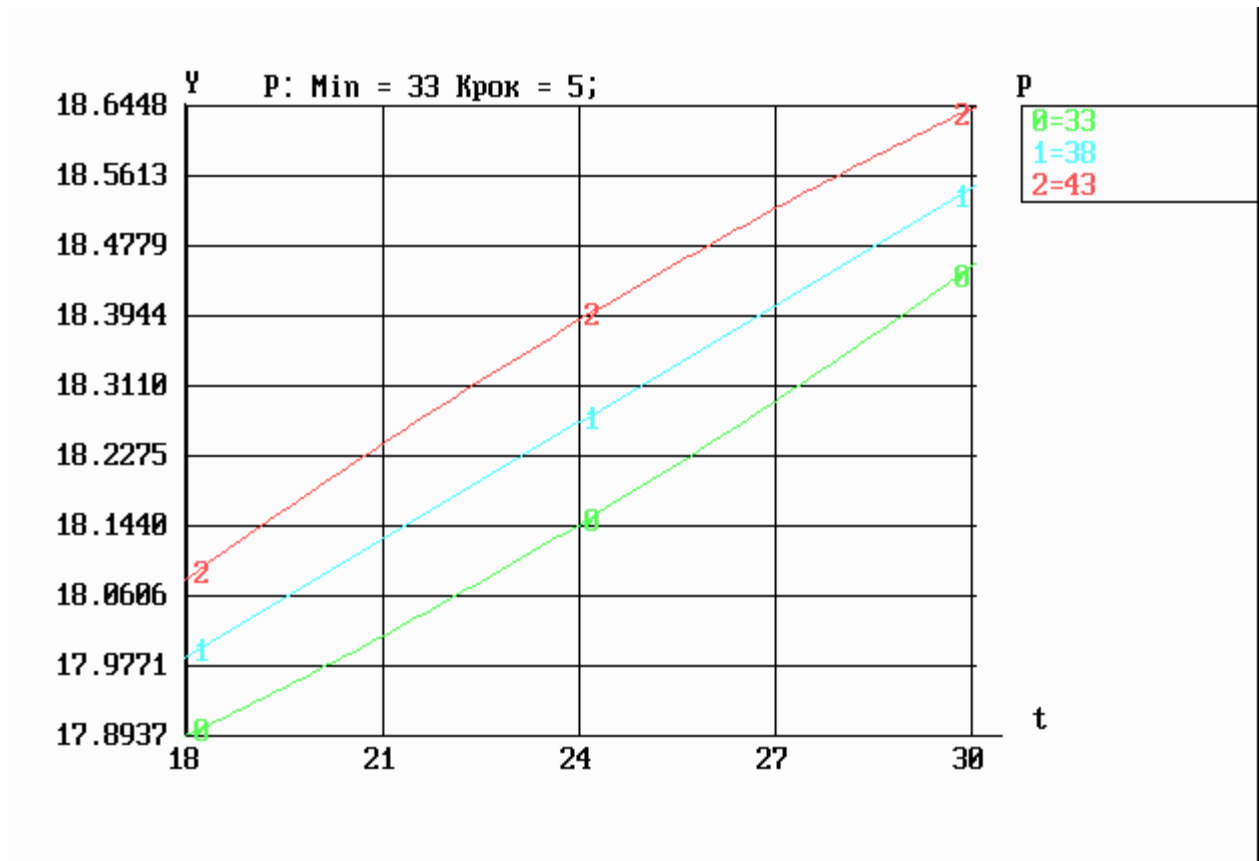


Рис 3.9 Загальний вид функції побудови часткових рівнянь регресії при $a = 12$

3.2.3 Зазор між деталями після утворення з'єднань

Для параметра y_3 отримана наступна залежність:

$$y_3 = 0,00788889 + 0,00219444x_1 + 0,0007x_2, \text{ де:}$$

$$x_1 = 0,666667 \cdot (X_1 - 10,5);$$

$$x_2 = 0,166667 \cdot (X_2 - 24);$$

X_1 – Відстань від заклепки до краю листа, а, мм, рівні: 9; 10,5; 12;

X_2 – Відстань між заклепками, t, мм, рівні: 18; 24; 30;

Отримана модель адекватна, інформативна та стійка як структурно так і обчислювально, що видно зі статистичних характеристик, наведених в табл. 3.9.

Табл. 3.9

Параметри статистичного аналізу		Умовні позначення	Значення параметрів
Перевірка гіпотези про відтворюваність результатів експерименту	Дисперсія відтворюваності	$s_{\text{восп}}^2$	1,404*е-7
	Середньоквадратичне відхилення	$s_{\text{восп}}$	1,1849*е-4
	Число ступенів свободи для дисперсії відтворюваності	$f_{\text{восп1}}$	2
		$f_{\text{восп2}}$	24
	Рівень значущості	α	0,05
Перевірка гіпотези про адекватність моделі	Експериментальне значення F - критерію	$F_{\text{експ}}$	3,4028
	Критичне значення F критерію	$F_{\text{крит}}$	1,1848
	Число ступенів свободи для адекватності	$f_{\text{ад1}}$	2
		$f_{\text{ад2}}$	24
	Рівень значущості	α	0,05
	Адекватність моделі	адекватна	
Аналіз отриманої моделі на	Коефіцієнт множинної кореляції	R	0,895584
	Число ступенів свободи для коефіцієнтів моделі	$f_{\text{к'}}$	2

	Число ступенів свободи для залишкової суми квадратів	$F_{\text{залишокR}}$	24
	Табличне значення F - критерія для інформативності	$F_{\text{крит}}$	3,40283
	Рівень значущості	α	0,05
	Критерій Боксу і Вєца	γ	27
	Інформативність моделі	Дуже висока	
Середнє абсолютних величин абсолютних похибок апроксимації		$ \bar{e}_{\text{абс}} $	0,00018395
Середнє абсолютних величин відносних похибок апроксимації, %		$Q_{\hat{y}}$	2,39115

Моделі мають високі статистичні характеристики. В таблиці 3.10 показані статистичні характеристики. З одного боку незначущість t-статистики Стюдента означає, що один або більше параметрів статистично не дуже відрізняється від нуля. З іншого боку, якщо значення R^2 велике, ми приймаємо F – критерій Фішера який відкидає нульову гіпотезу.

Табл. 3.10

Номер коеф.	Коеф. регресії	Стандарт. похибка коеф. регресії	Розрах. значення t	Частка участі
x_1	0,002194	$7,2115 \cdot 10^{-5}$	24,8457	0,89558
x_2	0,0007	$7,2115 \cdot 10^{-5}$	7,92547	0,09112

Одна з передумов застосування методу найменших квадратів до оцінювання параметрів лінійних багатфакторних моделей – відсутність

лінійних зв'язків між незалежними змінними моделі. Якщо такі зв'язки існують, то це явище називають мультиколінеарністю. Таблиця 3.11 показує мультиколінеарність моделі.

Табл. 3.11

Номер регресора.	Мах коеф. Кореляції	З яким регресором	Коеф. Кореляції з відгуком
x1	0	з усіма	0,946353
x2	0	з усіма	0,301875

Таблиця 3.11 залишків (по навчальній матриці)

Номер	Відгук по експерименту	Відгук по моделі	Залишок	Процент відхилення
1	0,0052	0,004994	0,0002055	3,952990
2	0,0049	0,004994	0,0000944	-1,927440
3	0,0051	0,004994	0,0001056	2,069720
4	0,0055	0,005694	-0,0001944	-3,535350
5	0,0056	0,005694	-0,0000944	-1,686510
6	0,0059	0,005694	0,0002056	3,484000
7	0,0061	0,006394	-0,0002944	-4,826960
8	0,0064	0,006394	0,0000056	0,086805
9	0,0066	0,006394	0,0002055	3,484000
10	0,0069	0,007188	-0,0002888	-4,826960
11	0,0071	0,007188	0,0000888	-1,251960
12	0,0074	0,007188	0,0002111	2,852850
13	0,0078	0,007188	0,0000889	-1,139600
14	0,0079	0,007188	0,0001111	0,140642

15	0,0081	0,007188	0,0002111	2,606310
16	0,0082	0,008588	-0,0003889	-4,742550
17	0,0086	0,008588	0,0000111	0,129203
18	0,0089	0,008588	0,0003111	3,495630
19	0,0091	0,009383	-0,0002833	-3,113550
20	0,0094	0,009383	0,0000167	0,177302
21	0,0096	0,009383	0,0002166	2,256900
22	0,0097	0,010083	-0,0003833	-3,951890
23	0,0101	0,010083	0,0000167	0,165012
24	0,0104	0,010083	0,0003167	3,044870
25	0,0105	0,010783	-0,0002833	-2,698410
26	0,0109	0,010783	0,0001117	1,070340
27	0,0111	0,010783	0,0003167	2,852850

Складаємо кореляційну матрицю Табл. 3.12.

	<i>a</i>	<i>t</i>	<i>P</i>	<i>Y1</i>	<i>Y2</i>	<i>Y3</i>
a	1					
t	0	1				
P	0	0	1			
Y1	0,941738	0,317405	0,105391	1		
Y2	0,939301	0,325932	0,101373	0,998664	1	
Y3	0,946353	0,301875	0,098229	0,997171	0,99743	1

3.4. Висновок по розділу.

Метою дослідження було встановити конструктивні та технологічні параметри, які забезпечують якість та надійність заклепкового з'єднання обшивки з композиційного матеріалу та стрингера зі сплаву алюмінію. З цією метою досліджувався вплив трьох факторів на залишкові напруження та зазор між деталями після виконання складання: відстань між заклепками, відстань від заклепок до краю листа та зусилля клепання.

В результаті дослідження було побудовано багатфакторні математичні моделі, які описують взаємодію і вплив досліджуваних факторів на характеристики з'єднання. Проведений аналіз підтвердив інформативність, адекватність та стійкість моделей.

Встановлено, що досліджувані характеристики з'єднання мають лінійну залежність від обраних факторів. Мінімальний зазор в з'єднанні отримується при зусиллі клепання, яке дорівнює рекомендованому 38 кН, при відстані між заклепками $3d$ та відстані від краю листа $1,5d$. При збільшенні відстані між заклепками і відстані до краю листа зазор між деталями та залишкові напруження збільшуються.

Отримані результати можуть бути використані для подальших досліджень, зокрема планування фізичного експерименту. Окрім того, для підтвердження практичної цінності отриманих результатів необхідно провести фізичні дослідження щодо впливу залишкових напружень в деталях, спричинених технологічними процесами різання і складання, на міцність самого з'єднання.

РОЗДІЛ 4

4 Розроблення стартап проекту

Стартап як форма інвестування, венчурного капіталу та венчурного бізнесу стрімко поширилася в останні десятиліття. Це пов'язано з появою Інтернету, який використовується як інструмент для спілкування і продажу нових ідей та залучення капіталу в нові сфери. Інтернет практично стирає кордони між різними країнами, та дозволяє мати спілкування людям які говорять на різних мовах та дає можливість використовувати ресурси з усього світу. Початкові проекти сприяють розвитку інноваційних ідей за рахунок інновацій, мобільності та гнучкості.

Однак створення і реалізація стартап проектів на ринку відрізняються більш високим ступенем ризику, успішним на ринку стає лише невелика частка, яка, за різними оцінками, становить від 10% до 20%. Ідея стартап проекту, майже нічого не варта, найбільш необхідні процеси розвитку ідеї: основне завдання керівника проекту на початковому етапі його існування - трансформувати ідею проекту в існуючу бізнес-модель, яка починається з формування концепції. товарів (послуг) для групи споживачів.

Розробка і запуск стартап проекту включає ряд кроків, які визначають ринкові перспективи проекту, виробничу програму і принципи, фінансовий аналіз і аналіз ризиків, а також заходи з просування пропозиції серед інвесторів. У загальних рисах етапи розвитку стартап проекту можна представити таким чином.

4.1 Опис ідеї проекту

Кількість місць де використовується з'єднання композит – метал значною мірою зросла за останній період, за рахунок того, що композити почали більш широко використовувати в різних процесах машинобудування. Це відбувається в зв'язку з тим, що деякі відповідні характеристики переважають класичні

матеріали. Щоб залишатися на високому рівні конкурентоспроможності, виробники запроваджують заміну матеріалу, задля того, щоб зменшити вагу виробу без особливих змін в конструкції, в таких галузях як авіабудування, машинобудування, де важлива вага виробу.

Таблиця 4.1 Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Аналіз проблеми утворення заклепкового з'єднання вуглепластик алюміній та процесів складання	Машинобудівна галузь Авіабудування	1) Збільшення надійності з'єднання
		2) Покращення якості складання

Запропонована мною залежність може бути використана для даного типу з'єднання композит алюміній задля забезпечення найменших залишкових напружень.

Конкурентами в нашій роботі є: звичайний процес складання без контролю навантаження заклепки та без правильної розмітки деталі.

4.2 Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 4.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W Слабка	N Нейтральна	S Сильна
1.	Грошові витрати		Мій проект	Конкурент
2	Складність розрахунку	—	Мій проект	—
3	Точна оцінка залишкових напружень	Конкурент	—	Мій проект
4	Можливість максимального вичерпання ресурсу	—	Конкурент	Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 4.3

Таблиця 4.3 технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання залежності, яка дозволяє визначити вплив технологічних та конструктивних	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		

	параметрів заклепкового з'єднання.			
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є авіабудування та випуск причепів «домів на колесах». Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.4)

Таблиця 4.4 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Різні по величині залишкові навантаження в з'єднаних деталях	Машинобудівна галузь Авіабудування	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання ресурсу

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.6)

Таблиця 4.5 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючої методики
2.	Розробка покращеної моделі з'єднання		

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.4.6).

Таблиця 4.6. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конку- рентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом

Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів
Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.4.7).

Таблиця 4.7. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	Airbus, Boeing, Keystone, Wildwood	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Ні	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.4.7, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.4.2, вимог споживачів до товару табл.4.5 та факторів маркетингового середовища табл.4.6-4.7 визначаємо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.4.8.

Таблиця 4.8. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне отримання необхідного результату

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.4.8) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.4.9).

Таблиця 4.9

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методики у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			
2	Точність розрахунків	20			●				

3	Використання отриманих даних	20					•		
4	Точність розрахунку в проекті	15					•		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.4.10) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.4.9).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 4.10. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Безпечне вичерпання ресурсу елементів	Слабкі сторони: відсутність програмної підтримки методики
Можливості: завоювання всієї галузі	Загрози: розробка точнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх

ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.4.11).

Таблиця 4.11. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	6 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	1 рік

Із зазначених альтернатив виберемо другу, бо для отримання майбутніх замовлень потрібне підтвердження регулюючого органу та фізичний експеримент, так як це з'єднання виконує дуже важливу роль в конструкції.

4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4.12).

Таблиця 4.12. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Airbus	Повністю готові	Високий	Низька	Середньо
2	Boeing	Повністю готові	Високий	Низька	Середньо
3	Keystone	Повністю готові	Середній	Середня	Просто
4	Wildwood	Повністю готові	Середній	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (табл.4.13).

Таблиця 4.13. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 50-60 %	Конк.№1 та Конк.№2	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.4.14).

Таблиця 4.14. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрямок роботи лише у заданій ніші ринку.

4.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у Табл.4.15 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.15. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл.4.16).

Таблиця 4.16. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка технології складання	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.17).

Таблиця 4.17. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці, запити щодо нових технологій	Реклама методики на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що ніша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний старт-ап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

4.5 Висновки

Даний проект має перспективи на ринку послуг, тому що методи складання які використовуються на багатьох підприємствах застаріли, та не відповідають сучасним нормам безпеки. Використовуючи сучасний підхід до складання пакету композит – алюміній можна легко знайти необхідні параметри задля найкращого утворення з'єднання. З цього можна зробити висновок, що даний проект має непогані перспективи розвитку.

Висновки

Встановлено, що якість заклепкового з'єднання метал-композит може бути підвищена шляхом урахування взаємного впливу конструктивних і технологічних параметрів з'єднання на залишкові технологічні напруження в деталях та зазор в утвореному з'єднанні.

Для побудови розрахункової моделі обраний метод скінченних елементів. Побудована модель з'єднання фрагменту обшивки, виготовленої з композиційного матеріалу, і стрингеру зі сплаву алюмінію за допомогою 3 заклепок. Дослідження проводились шляхом моделювання в програмному середовищі Femap.

В результаті дослідження було побудовано багатofакторні математичні моделі, які описують взаємодію і вплив досліджуваних факторів на характеристики з'єднання. Проведений аналіз підтвердив інформативність, адекватність та стійкість моделей. Встановлено, що досліджувані характеристики з'єднання мають лінійну залежність від обраних факторів. Мінімальний зазор в з'єднанні отримується при зусиллі клепання, яке дорівнює рекомендованому 38 кН, при відстані між заклепками $3d$ та відстані від краю листа $1,5d$. При збільшенні відстані між заклепками і відстані до краю листа зазор між деталями та залишкові напруження збільшуються.

Отримані результати можуть бути використані для подальших досліджень, зокрема планування фізичного експерименту. Окрім того, для підтвердження практичної цінності отриманих результатів необхідно провести фізичні дослідження щодо впливу залишкових напружень в деталях, спричинених технологічними процесами різання і складання, на міцність самого з'єднання.

По результатам дисертаційної роботи розроблений старт-ап проект, який має непогані перспективи розвитку на ринку послуг.

Література

1. Сагитов И. Ф. Композиционные материалы в современном авиастроении / Сагитов И. Ф. – г. Красноярск, 2017. – 550 с
2. Композиционные материалы как ключевая часть аэродинамики самолета // Вестник академии гражданской авиации. – 2019. – №4. – С. 159–163.
3. БЫСТРЕЕ, ВЫШЕ, ПРОЧНЕЕ [Электронный ресурс]. – 2019. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.energovector.com/energoznanie-bystree-vyshe-prochnee.html>
4. Приписнов Я. А. современные методы механической обработки композиционных материалов/ Я. А. Приписнов. // ТРУДЫ ВИАМ. – 2018. – №10. – С. 53–62
5. Influence of the quality of rivet holes in carbon-fiber-reinforcedpolymer (CFRP) on the connection stability. // Procedia Manufacturing. – 2016. – №6. – С. 140–147.
6. РАСКУТИН А. Е. технологические особенности механообработки композиционных материалов при изготовлении деталей конструкции / А. Е. РАСКУТИН. // ТРУДЫ ВИАМ. – 2016. – №45. – С. 106–119
7. Воробей В. В. Соединение конструкций из композиционных материалов / В. В. Воробей, О. С. Сироткин. – Ленинград: Машиностроение, 1985. – 168 с.
8. МАЙНСКОВ В. Н. проектирование соединений элементов авиационных конструкций/ В. Н. МАЙНСКОВ. – Самара, 2006. – 73 с. – (Издательство СГАУ).
9. Чигринец Е. Г. Экспериментальное исследование качества отверстий в слоистом композите стеклопластик-титан, полученных на операциях сверления / Е. Г. Чигринец. // Инженерный вестник Дона. – 2015. – №3.
10. НОВИКОВ М. П. основы технологии сборки машин и механизмов / М. П. НОВИКОВ. – Москва: Машиностроение, 1980. – 591 с.

11. Обзор возможностей Femap [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: https://ideal-plm.ru/page/products_femap.
12. Платонов А. А. Конструкционный углепластик ВКУ-25 на основе однонаправленного препрега [Электронный ресурс] / А. А. Платонов – Режим доступа до ресурсу: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=886
13. Алюминиевые сплавы серии 7xxx Самые прочные алюминиевые сплавы [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://aluminium-guide.com/visokoprochnye-alyuminievye-splavy-serii-7xxx/>.
14. Алюминий Д16 [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: http://metallischekiy-portal.ru/marki_metallov/alu/D16
15. W, Hufenbach & Dobrzanski, Leszek & Gude, Maik & Konieczny, Jaroslaw & Czulak, Andrzej. (2006). Optimisation of the rivet joints of the CFRP composite material and aluminium alloy. Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering. 20.
16. Обшивка самолета Подробнее на: <https://avia.pro/blog/obshivka-samoleta> [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://avia.pro/blog/obshivka-samoleta>.
17. Алюминиевые заклепки [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://aluminium-guide.com/alyuminievye-zaklepki/>.
18. Сироткин О. С. клепка металлических конструкций / О. С. Сироткин. // ОАО «НИАТ». – 2000. – С. 49.
19. Майнсков В. П. Проектирование соединений элементов авиационных конструкций/ В. П. Майнсков. – Самара: Издательство СГАУ, 2006. – 72 с.
20. Лапач С.Н., Радченко С.Г., Бабич П.Н. Планирование, регрессия и анализ моделей PRIAM (ПРИАМ) / Каталог программных продуктов Украины. К.: 1993. С. 24-27.

21. Кунву Ли. Основы САПР – СПб: Издательский дом «Питер», 2004. – 560 с.
- 22.F. Schneider, B. Kirsch, M. Gurka, T. Hermann, J.A. L’huiller, J.C. Aurich, Improved Quality of Drilled Holes in Laminated Carbon Fiber Reinforced Plastics via Laser-Preprocessing, *New Production Technologies in Aerospace Industry - Proceedings of the 4th Machining Innovations Conference* (2013) 27-31.
- 23.U. Heisel, T. Pfeifroth, Influence of Point Angle on Drill Hole Quality and Machining Forces when Drilling CFRP, *5th CIRP Conference on High Performance Cutting 2012, Proceedia CIRP 1* (2012) 471-476.
- 24.L. Heberger, S. Nissle, M. Gurka, B. Kirsch, J. C. Aurich, Qualitätssteigerung von Bohrungen in Faserkunststoffverbunden – Untersuchung des Einflusses verschiedener Einspannstrategien, *wt Werkstattstechnik online Jahrgang 105* (2015) 501-507.
- 25.E. Brinksmeier, S. Fangmann, I. Meyer, Orbital drilling kinematics, *Production Engineering – Research and Development 2* (2008) 277-283.
- 26.A. Sadek, M. Meshreki, M.H. Attia, Characterization and otimization of orbital drilling of woven carbon fiber reinforced epoxy laminates, *CIRP Annals – Manufacturing Technology* (2012) 123-126
- 27.Faisal A. S. Study of the impact of riveting sequence, rivet pitch, and gap between sheets on the quality of riveted lap joints using finite element method / Aman Faisal. // Springer. – 2012. – №9.